

ВІСНИК НАУ

№ 3 (40) 2009

Науковий журнал

Заснований у листопаді 1996 р.

ГОЛОВНИЙ РЕДАКТОР

М. С. Кулик, ректор, д-р техн. наук, проф.

ЗАСТУПНИК ГОЛОВНОГО РЕДАКТОРА

В. П. Харченко, проректор
з наукової роботи,
д-р техн. наук, проф.

ВІДПОВІДАЛЬНИЙ СЕКРЕТАР

С. В. Павлова, д-р техн. наук, доц.

РЕДАКЦІЙНА КОЛЕГІЯ

Технічні науки

С. В. Бойченко, д-р техн. наук, проф.
В. М. Васильєв, д-р техн. наук, проф.
С. О. Дмитрієв, д-р техн. наук, проф.
І. А. Жуков, д-р техн. наук, проф.
Е. К. Завадєкас, д-р техн. наук, проф.
О. І. Запорожець, д-р техн. наук, проф.
Г. Ф. Конахович, д-р техн. наук, проф.
О. Г. Кучер, д-р техн. наук, проф.
В. М. Синєглов, д-р техн. наук, проф.
Й. Станкунас, д-р техн. наук, проф.

Хімічні науки

Ю. В. Білокопитов, д-р хім. наук, проф.
С. В. Іванов, д-р хім. наук, проф.
О. М. Заславський, д-р хім. наук, проф.
В. Г. Кошечко, акад. НАН України,
д-р хім. наук, проф.
В. М. Ледовських, д-р хім. наук, проф.
А. Ф. Попов, акад. НАН України,
д-р хім. наук, проф.
Ф. Г. Фабуляк, д-р хім. наук, проф.

Фізико-математичні науки

Е. Г. Азнакаєв, д-р фіз.-мат. наук, проф.
В. П. Денисюк, д-р фіз.-мат. наук, проф.
В. В. Куліш, д-р фіз.-мат. наук, проф.
В. Л. Макаров, акад. НАН України,
д-р фіз.-мат. наук, проф.
А. П. Поліщук, д-р фіз.-мат. наук, проф.

Економічні науки

В. М. Гесць, акад. НАН України,
д-р екон. наук, проф.
В. М. Загорюлько, д-р екон. наук, проф.
В. Є. Новицький, д-р екон. наук, проф.
Є. М. Сич, д-р екон. наук, проф.
Г. М. Юн, д-р техн. наук, проф.

Філологічні науки

А. Г. Гудманян, д-р філол. наук, проф.
І. В. Лімборський, д-р філол. наук, проф.
Г. В. Межжеріна, д-р філол. наук, проф.
О. П. Петрашук, д-р пед. наук, проф.
В. Д. Шинкарук, д-р філол. наук, проф.
Я. В. Януш, д-р філол. наук, проф.

ЗМІСТ

СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

- Кулик Н.С., Кучер А.Г., Мильцов В.Е.*
Математические модели накопления повреждений и трещиностойкости при действии статических и циклических нагрузок 3
- Лемко О.Л., Силка Н.В.*
Числове моделювання геометричних й аеродинамічних характеристик гвинтокольцевого рушія 24
- Довгаль А.Г., Щепетов В.В., Гулевець В.Д.*
Детонаційні зносостійкі покриття з легованих порошків на основі Cr-Si 29
- Хімко А.М., Якобчук О.Є., Бородій В.М., Задніпровська С.М., Холод Н.В.*
Особливості зношування вузлів механізації крила літаків, що працюють в умовах динамічних навантажень 33
- Свирид М.М.*
Вплив постійного магнітного поля на трибологічні параметри пари тертя сталь-латунь в поверхневоактивних речовинах 37
- Матійчик М.П., Лаврик Т.Ю., Суворова Н.О., Качало І.А.*
Особливості процесу виконання аерознімальних робіт безпілотними транспортними засобами 44
- Дубровський С.С.*
Локалізація критичних зон пошкодження роторних деталей газотурбінних двигунів 50
- Самотокін Б.Б., Зайончковський Г.Й.*
Вивчення САПР українськими інженерами 54

АЕРОКОСМІЧНІ СИСТЕМИ МОНІТОРИНГУ ТА КЕРУВАННЯ

- Харченко В.П., Буцик І.М., Алексєєв О.М.*
Методи прийняття правильного рішення диспетчером під час обслуговування повітряного руху 55
- Вовк В.Г., Хлюст П.О., Романовський М.Д.*
Методика оцінювання динамічних характеристик вертольота з підвіскою у режимі висіння 61
- Суцєнко О.А.*
Параметрична оптимізація навігаційних контурів багаторежимної системи стабілізації та визначення курсу 67
- Чепіженко В.І.*
Енергетична концепція ядра для моделювання CALS-процесів у складних технічних системах 76
- Дев'яткина С.С.*
Керування ризиком на етапі візуального пілотування у складних метеорологічних умовах 83
- Поліщук С.Т.*
Методика прогнозування ймовірності виконання завдання людиною-оператором за критерієм ліміту часу 87
- Остроумов І.В.*
Концепція «Мобільне небо» 91
- Білошицький П.В., Ключко О.М., Макаренко М.В.*
Оцінювання психофізіологічних функцій людини та операторської праці в екстремальних умовах 96
- Ковалєвський Е.О.*
Автономний контроль цілісності СРНС методом довірчих інтервалів 105
- Ракушев М.Ю., Завада А.А., Ковбасюк С.В.*
Прогнозування руху космічного апарату в оскулювальних елементах методом диференціально-тейлорівських перетворень 108
- Тачиніна О.М.*
Аналіз формування рекомендаційної інформації екіпажу в умовах розвитку особливої ситуації у польоті 117
- Аль-Аммори Али*
Ефективність стабілізації електропитання в інформаційно-управляючих системах 123
- Ситнянських Л.М., Ситник О.Г.*
Модель процесу колірної сприйняття зображень з урахуванням інженерно-психологічних факторів впливу 127

Зареєстровано Державним комітетом інформаційної політики, телебачення та радіомовлення України.
Свідоцтво про державну реєстрацію друкованого засобу масової інформації
КВ № 5091 від 28.04.2001

Науковий журнал
“Вісник Національного авіаційного університету”
президією Вищої атестаційної комісії України віднесено до наукових фахових видань у галузі технічних та хімічних наук.

Адреса редакційної колегії:

03680, Київ-58,
просп. Космонавта Комарова, 1
Тел. (38-045) 497-33-65
(38-045) 406-72-44

Відповідальний редактор
Н.Б. Науменко
Коректор *Л.М. Романова*
Комп'ютерна верстка
Т.Ю. Карпенко

Рекомендовано до друку вченою радою Національного авіаційного університету, протокол № 7 від 30.09.2009

Підп. до друку 07.10.09.
Формат 60x84/8.
Ум. друк. арк. 33,94.
Обл.-вид. арк. 36,5.
Тираж 100 пр.
Замовлення № 252-1.

Видавництво Національного авіаційного університету “НАУ-друк”
03680, Київ-58,
просп. Космонавта Комарова, 1

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 977 від 05.07. 2002

© Національний авіаційний університет, 2009

АЕРОПОРТИ ТА ЇХ ІНФРАСТРУКТУРА

- Цихановський В.К., Талах С.М., Трушківська Н.Л.*
Розрахунок на міцність аеродромних покриттів від впливу великофізюлеяжного повітряного судна 133
Прусов Д.Е.
Аналіз рівнянь рівноваги дискретної розрахункової моделі ґрунтового півпростору 141
Крала В.О., Джоган О.М., Костенко О.П.
Метод виготовлення деталей із композиційних матеріалів просочуванням розчином зв'язуючого 144
Першаков В.М., Коцюбинська Л.М., Лоза І.П., Місірук Т.А.
Ефективність конструкцій одноповерхових металевих рамних каркасів 149
Першаков В.М., Романчук О.М.
Ефективні конструкції одноповерхових дерев'яних рамних каркасів 156
Барабаш М.С., Омельченко Е.В.
Аналіз способів моделювання стику безребристої безкапильної залізобетонної плити та колони 160
Родченко О.В., Ляшенко Л.А.
Дослідження коефіцієнту запасу палі за умови збільшення сейсмічності ділянки 166
Поляков А.П.
Аналіз методів моделювання монолітних залізобетонних фундаментів будинків підвищеної поверховості 171
Государська І.Л.
Економічна ефективність створення зон громадської безпеки в околиці аеропорту 176

ІНФОРМАЦІЙНО-ДІАГНОСТИЧНІ СИСТЕМИ

- Філоненко С.Ф., Косицька Т.М.*
Вплив параметрів цифрового перетворення сигналів коливань на амплітудно-частотні характеристики сигналів зміщення 182
Стреха М.В., Гладков О.В.
Забезпечення доступу до електронних наукових видань через мережу УРАН 188
Субач І.Ю., Хусайнов П.В., Міценко В.О., Прусов Д.Е.
Структура системи підтримки прийняття рішень чергового адміністратора інформаційної мережі 195
Нечай О.С., Сидоров М.О.
Методи та засоби виявлення дефектів проектування об'єктно-орієнтованого програмного забезпечення 200
Дишлевий О.П.
Предметно-орієнтований метод побудови залежностей між метриками програмного забезпечення 206

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

- Ніколасв К.Д., Білявський Г.О., Бабікова К.О.*
Екологізація енергоспоживання туристичних комплексів 213
Архіпова Г.І., Галушка Ю.О.
Вплив звалищ побутових відходів на здоров'я людей 217
Архіпова Г.І., Ярова С.М.
Вплив повеней на заповідні території Карпатського біосферного заповідника 220
Аксьонов О.О., Ударцева Т.Є.
Аеродинамічні умови комфорту та екологічної безпеки людини в умовах сучасної забудови міст і мегаполісів 223
Макаренко В.М.
Моделювання та управління віброакустичним випромінюванням однорідної пластини під дією зовнішніх концентрованих сил 227
Полькова Ю.С.
Удосконалення системи управління техногенно-екологічною безпекою об'єктів, пов'язаних з радіаційними ризиками 238
Кажан К.І.
Короткострокове та довгострокове прогнозування екологічної місткості аеропортів цивільної авіації 245
Синило К.В.
Порівняння результатів моделювання струменя відпрацьованих газів за комплексною моделлю НАУ та програмою Fluent 6.3 253

ФІЗИКО-МАТЕМАТИЧНІ НАУКИ

- Бахова Н.І.*
Обчислювальний експеримент у сучасній геофізиці 262
Клюс І.С.
Двоточкова задача для систем диференціальних рівнянь з частинними похідними 270

ХІМІЧНІ НАУКИ

- Сокольский Г.В., Іванова Н.Д., Іванов С.В., Болдирев Е.І., Кобилінська О.В., Демченко М.В.*
Електрохімічний синтез діоксиду мангану в присутності іонів Fe²⁺ та Co²⁺ 274
Сокольский Г.В., Іванова Н.Д., Іванов С.В., Болдирев Е.І., Кобилінська О.В., Демченко М.В.
Електрокаталітичне перетворення етанолу на допованому літійм або натрієм діоксид мангановому електроді 279
Косенко О.І., Кустовська А.Д.
Гідротермальне модифікування структури силікагелів 283

Автори номера 287

СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

УДК 629.735.03.017:620.171.3:539.4.014

**Н.С. Кулик, д.т.н., проф.
А.Г. Кучер, д.т.н., проф.
В.Е. Мильцов, н.с.****МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ НАКОПЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ И ТРЕЩИНОСТОЙКОСТИ ПРИ ДЕЙСТВИИ СТАТИЧЕСКИХ И ЦИКЛИЧЕСКИХ НАГРУЗОК**

Исследованы математические модели поврежденности при действии статических и циклических нагрузок, в том числе и для деталей с трещинами. Рассмотрены параметры моделей поврежденности и характеристики долговечности, необходимые для оценки исчерпания длительной прочности, малоциклового и многоциклового усталости, термоциклической долговечности и ползучести, обобщенные модели, учитывающие особенности многоосного и многокомпонентного нагружения. Приведены модели поврежденности при действии спектра нагрузок, вероятностные модели прочности и накопления повреждений при случайных воздействиях, вероятностные критерии оценки выработки ресурса. Показана их связь с накопленной повреждаемостью.

Досліджено математичні моделі пошкоджуваності під час дії статичних і циклічних навантажень, у тому числі і для деталей з тріщинами. Розглянуто параметри моделей пошкоджуваності і характеристики довговічності, необхідні для оцінки виснаження тривалої міцності, малоциклової і багатоперіодичної втоми, термоциклічної довговічності і повзучості, узагальнені моделі, що враховують особливості багатоговісного і багатокомпонентного навантаження. Наведено моделі пошкоджуваності під час дії спектра навантажень, імовірнісні моделі міцності і накопичення пошкоджень при випадкових впливах, імовірнісні критерії оцінки виробітку ресурсу. Показано їх зв'язок з накопленою пошкоджуваністю.

The mathematical models of damaged are explored at the action of the static and cyclic loadings including for details with cracks. The parameters of models of damaged and description of longevity are considered necessary for an estimation of a long-term strength exhaustion, to the low-cycle and high-cycle fatigue, thermocyclic longevity and creep, and also the generalized models, taking into account the features of the multiaxial and multicomponent loading. The models of damaged are resulted at the action of spectrum of loadings. The probabilistic models of strength and accumulation of damages are considered at casual influences. Probabilistic criteria over of estimation of making of resource and their connection with accumulated damageability are presented.

длительная прочность, малоцикловая усталость, многокомпонентное нагружение, многоцикловая усталость, модель поврежденности, сложное напряженное состояние, спектр нагрузок, трещиностойкость

Постановка проблемы

Для конструктивных элементов, имеющих продолжительные периоды накопления скрытых повреждений, целесообразно оценивать техническое состояние на основе прогнозирования индивидуального ресурса в зависимости от истории нагружения в эксплуатации.

В процессе проектирования и доводки выбор оптимальных конструктивных и технологических мероприятий, позволяющих повысить надежность конкретной детали, всегда является результатом анализа и компромисса между особенностями различных видов нагружения, оценкой вероятности возможных типов разрушений, тяжестью их последствий, техническим и экономическим обоснованием назначенного ресурса. Такой подход к оценке ресурса можно реализовать с помощью расчетно-экспериментальных методов, предусматривающих сопоставление

параметров эксплуатационной нагруженности деталей с экспериментальными характеристиками их долговечности, учитывающими влияние основных факторов реальных процессов нагружения.

Модели поврежденности деталей при действии статических и циклических нагрузок

При прогнозировании ресурса ответственных конструктивных элементов планера и газотурбинных двигателей (ГТД) на стадии проектирования и в процессе эксплуатации используют понятие поврежденности материала.

Под поврежденностью обычно понимают процесс необратимых изменений, протекающий в материале под действием напряжений, деформаций и температур и приводящий, в конечном итоге, к разрушению.

С физической точки зрения проявлением этого процесса являются необратимые изменения структуры материала:

- сдвиговые процессы внутри зерна;
- образование двойников;
- дробление зерен;
- процессы разрыхления и образования пустот;
- изменение упрочняющих фаз;
- деформирование по границам зерен и образование субмикроскопических разрывов;
- старение и охрупчивание;
- упрочнение и разупрочнение;
- повреждение поверхностного слоя в связи с действием эксплуатационных факторов.

Структурные изменения формируют повреждение, которые вызывают нарушения сплошности материала (макротрещины, формоизменение, коробление и пр.), определяемые характером действующей нагрузки:

- статической;
- длительной статической;
- многоциклового;
- малоциклового;
- термоциклической.

Существующие модели накопления повреждений, в основном, базируются на феноменологических представлениях.

Накопленный экспериментальный материал указывает на сложность физических процессов, протекающих на макро- и микроуровне в структуре материала и на их недостаточно устойчивые корреляционные связи с процессами силового и температурного воздействия.

Действие повреждений в материале, накопленных к определенному моменту выработки ресурса, проявляется в интегральной форме. В частности, снижаются значения основных характеристик кратковременной и длительной прочности сопротивления многоциклового и малоциклового усталости, ползучести и пластичности, а также изменяются физические характеристики материала (удельное электрическое сопротивление, акустическая эмиссия и др.), которые могут служить косвенной мерой поврежденности.

Поврежденность материала оценивают с помощью параметров, описывающих поведение материала на основе методов механики сплошной среды.

Степень повреждения материала детали принято оценивать относительной величиной Π , меняющейся в пределах $0 \div 1$, значение которой в исходном неповрежденном состоянии равно нулю ($\Pi=0$), а в момент достижения предельного состояния – единице ($\Pi=1$).

Для описания процессов поврежденности (снижения несущей способности) по основным видам разрушения деталей используют:

- при статическом нагружении, составляющем ~12% отказов характеристики длительной прочности

$$\sigma_{dl} = f(T; \sigma; t)$$

и характеристики превышения допустимой деформации

$$\sigma_{0,2} = f(T; \sigma; t);$$

- при малоциклового усталости (~10%), возникающей вследствие нарушения режимов или условий эксплуатации, при изменениях локальной структуры, наклепа, остаточных напряжений и т.д.

$$\sigma_N = f(T; \sigma; N);$$

- при многоциклового усталости (~70%), возникающей вследствие повышенных уровней напряжений σ_v (резонансных, срывных, связанных колебаний), а также конструктивных концентраторов напряжений:

$$\sigma_a = f(T; \sigma_m; N; f);$$

- при термопрочности (~7%);
- при износе (~2%).

Основными параметрами, характеризующими степень влияния статического, многоциклового механического, малоциклового изотермического и неизотермического нагружений на поврежденность, являются:

- температура T ;
- уровень статических напряжений $\sigma_{ст}$;
- длительность действия режима t ;
- амплитуда и средние значения циклических нагрузок σ_a и σ_m ;
- число циклов N ;
- размах упругопластической деформации $\epsilon^{(k)}$;
- размах пластической $\epsilon_p^{(k)}$ деформаций в цикле;
- односторонняя накопленная деформация $\epsilon_p^{(k)}$;
- максимальная температура цикла нагрева T_{max} ;
- длительность циклов напряжения и температуры $t_{ис}$, $t_{ит}$.

Для оценки доли длительного статического повреждения при одноосном напряженном состоянии используют условный принцип линейного суммирования повреждений в виде относительных долговечностей:

$$\Pi_c = \int_0^t \frac{dt}{\tau_{дл}(\sigma_{ст}, T)},$$

где

$\tau(\cdot)$ – характеристики длительной прочности.

При многоосном напряженном состоянии в качестве напряжения наиболее часто принимают одно из четырех эквивалентных напряжений, являющихся комбинацией главных напряжений σ_1 , σ_2 и σ_3 ($\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \sigma_3$):

$$\sigma_{e1} = \sigma_1;$$

$$\sigma_{e2} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2};$$

$$\sigma_{e3} = \frac{1}{2}(\sigma_{e1} + \sigma_{e2});$$

$$\sigma_{e4} = \sigma_1 + \sigma_3.$$

Для описания характеристик длительной прочности $\tau_{дл}(\cdot)$ при постоянной температуре используют степенную или экспоненциальную зависимости времени до разрушения t^* от эквивалентного напряжения σ_e :

$$t^*(\sigma_e) = C\sigma_e^{-n};$$

$$t^*(\sigma_e) = A \exp(-\alpha\sigma_e),$$

где

C, n, A, α – константы материала.

При переменной температуре применяются обобщенные характеристики длительной прочности $lg(t^*) = \tau(\sigma, T)$, три семейства уравнений которых, описывающих зависимости с разной степенью точности, например, для сплава ЖС26ВСНК (рис.1) имеют вид [1]:

$$lg(t^*) = -20 + (36537.33 - 9082.95 * lg(\sigma) +$$

$$4180.43 * lg(\sigma)^2 - 1569.85 * lg(\sigma)^3 +$$

$$+ 341.732 / (lg(\sigma) - 2.08)) / T)$$

$$lg(t^*) = -20 + (35273.76 - 21806.17 * lg(\sigma) +$$

$$2383.192 * lg(\sigma)^2) / (1 - 0.466814 * lg(\sigma)) / T;$$

$$lg(t^*) = -20 + 30004.82 / T - 106.8396 * \sigma / T;$$

где

σ – напряжение детали, кг/мм²;

T – температура детали, К.

Аналогично долю повреждений усталостного характера оценивают величиной

$$\Pi_{\text{у}} = \int_1^N \frac{dN}{N(\sigma_a, T)},$$

где

$N(\cdot)$ – характеристики выносливости.

В случае многокомпонентного нагружения для расчета поврежденности детали применяют силовой, временной, деформационный и энергетический критерии, которые основаны как на линейном, так и на нелинейном способе суммирования повреждений.

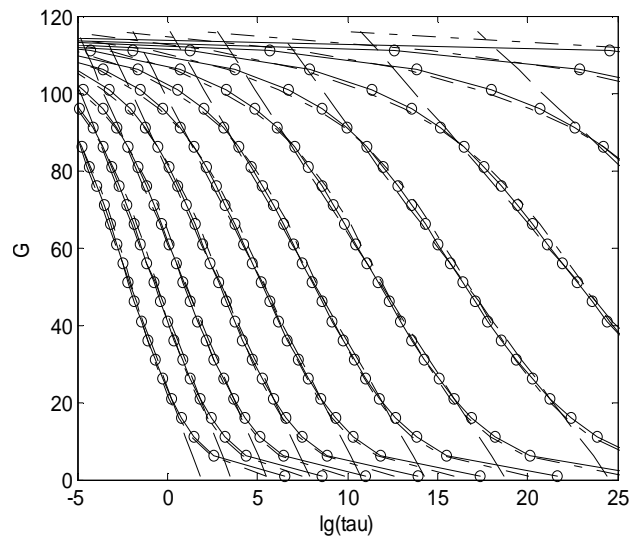


Рис. 1. Семейства кривых длительной прочности сплава ЖС26ВСНК

Силовой критерий базируется на построении моделей долговечности, являющихся функцией действующих статических $\sigma_{ст}$, переменных механических σ_a , термоциклических σ_T и других видов нагрузок, а также температуры T :

$$\tau_k = \tau_k(\sigma_{ст}, \sigma_a, \sigma_T, T, \dots),$$

где

$\tau_k(\cdot)$ – обобщенные характеристики прочности.

Поврежденность определяется суммарным эффектом взаимодействия всех отмеченных видов нагрузок для многообразных условий работы детали:

$$\Pi = \int_0^t \frac{dt}{\tau_k(\sigma_{ст}, \sigma_a, \sigma_T, T, \dots)}.$$

Модели многокомпонентного нагружения, основанные на построении поверхностей предельных напряжений по отдельным видам нагружения, представляют собой в случае трехкомпонентного нагружения плоскость, эллиптический параболоид или другие виды аппроксимирующих поверхностей, или прямую, эллипс и другие кривые второго порядка при двухкомпонентном нагружении.

В связи с этим один из общих видов поверхностей предельных напряжений можно представить следующим образом:

$$\left(\frac{\sigma_{ст}}{\sigma_{дл}} \right)^{\nu_1} + \left(\frac{\sigma_a}{\sigma_{-1}} \right)^{\nu_2} + \left(\frac{\Delta\sigma_T}{\Delta\sigma_{\text{тпр}}} \right)^{\nu_3} = 1,$$

где

$\sigma_{дл}$ – предел длительной прочности;

σ_{-1} – предел выносливости;

$\Delta\sigma_{\text{тпр}}$ – предельная величина размаха термоциклических напряжений;

$\nu_i (i = \overline{1,3})$ – коэффициенты уравнения аппроксимирующей поверхности.

Если предположить, что кривые предельных напряжений по отдельным видам нагрузок описываются формулами вида

$$\lg \tau = a_i + b_i \sigma_{\text{пр}i},$$

где a_i, b_i – параметры, зависящие от температуры, то долговечность детали при многокомпонентном нагружении можно получить в общем случае из решения нелинейного уравнения. Например, для линейной модели ($\nu_1 = \nu_2 = \nu_3 = 1$) в условиях трехкомпонентного нагружения формула расчета долговечности детали выражается уравнением третьей степени относительно $\lg \tau$.

Н.Д. Кузнецовым и В.И. Цейтлиным [1] предлагается силовой критерий в случае совместного действия циклических нагрузок с амплитудой напряжений σ_a и повторно-статических нагрузок σ_m . Обобщенная диаграмма связи между σ_a и σ_m на заданном ресурсе описывается параболической зависимостью, которая удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными:

$$\sigma_a = \sigma_{-1} \left(1 - \left(\frac{\sigma_m}{\sigma_{\text{вт}}} \right)^a \right),$$

где

$\sigma_{-1}, \sigma_{\text{вт}}$ – пределы выносливости при высокочастотной и низкочастотной усталости;

a – коэффициент, зависящий от материала и условий нагружения ($a \sim 2$).

Смешанные критерии обычно имеют феноменологический характер, где в качестве меры повреждения используется время или число циклов. К ним относится целый ряд критериев для определения долговечностей деталей, работающих в условиях низкочастотного механического и статического нагружений при повышенных температурах, в частности, критерии С. Мэнсона, Б.Г. Гецова, Р.А. Дульнева [1], которые в общем виде можно представить следующим выражением:

$$\left[c \int_0^{t_p} \frac{dt}{\tau(\cdot)} \right]^a + \left[\int_1^{N_p} \frac{dn}{N(\cdot)} \right]^b = 1,$$

где

c, a, b – коэффициенты уравнения, учитывающие взаимное влияние поврежденностей Π_c и $\Pi_{\text{ц}}$;

$\Pi_c, \Pi_{\text{ц}}$ – поврежденности от действия статического и циклического нагружений:

$$\Pi_c = \int_0^{t_p} \frac{dt}{\tau(\cdot)};$$

$$\Pi_{\text{ц}} = \int_1^{N_p} \frac{dn}{N(\cdot)};$$

t_p, N_p – длительность статического и число циклов переменного механического нагружений.

В настоящее время для описания процессов накопления повреждений и разрушения материалов при действии циклических механических и температурных нагрузок широкое распространение получили деформационные и энергетические критерии, которые основаны на явлении неупругости металлов.

При одноосном симметричном нагружении на основании экспериментальных исследований С. Мэнсоном и Л.Ф. Коффином была предложена эмпирическая степенная зависимость между неупругой деформацией за цикл и числом циклов до разрушения N_p :

$$\Delta \epsilon_{\text{нл}} N_p^k = C, \quad (1)$$

где

$\Delta \epsilon_{\text{нл}}$ – пластическая деформация за цикл;

k – постоянный параметр уравнения.

Зависимость (1) базируется на предположении об аддитивности накопления деформаций в материале. Повреждение материала, накопленное за N циклов упругопластического деформирования, может быть описано формулой

$$\Pi = \Delta \epsilon_{\text{нл}}^{k_0} \frac{N}{C_0} = \left(\frac{\Delta \epsilon_{\text{нл}}}{\Delta \epsilon_{\text{нл}p}} \right)^{k_0} \frac{N}{N_p},$$

$$k_0 = 1/k;$$

$$C_0 = C^{1/k},$$

где

$\Delta \epsilon_{\text{нл}p}$ – предельная накопленная пластическая деформация.

Другие деформационные критерии, предложенные С. Мэнсоном, С.В. Серенсенем, Р.М. Шнейдеровичем, А.П. Гусенковым, Н.А. Махутовым, Л.Б. Гецовым, Р.А. Дульневым, приводятся в работе [1]. Например, критерий для описания процесса разрушения в условиях одностороннего накопления необратимых деформаций, если значение деформационной способности при кратковременном ϵ_p и длительном ϵ_n разрыве существенно отличаются:

$$\int_1^{N_p} \frac{\Delta \epsilon}{\epsilon_{\text{н}}(\tau)} dN + \int_0^{N_p} \frac{dl}{\epsilon_p(\tau)} = 1,$$

где $\Delta \epsilon$ – полная деформация за цикл.

Один из первых энергетических критериев [1], предложенных для описания процессов усталостного разрушения, основан на гипотезе о постоянстве критической энергии разрушения, поглощенной в результате циклического деформирования материалов:

$$\sum_{i=1}^{N_p} W_i = W_p,$$

где

W_i – энергия, рассеиваемая в единице объема за i -й цикл;

W_p – энергия разрушения при статическом растяжении.

При этом суммарная энергия пластического деформирования при симметричном цикле нагружения равна:

$$W_p = 2W_p \int_0^{\Delta \varepsilon_{пл}} \sigma_a d\varepsilon_{пл},$$

где σ_a – амплитуда напряжения.

Анализ энергетических критериев, предложенных В.Т. Трощенко, Г.С. Писаренко, Н.С. Можаровского, Л.В. Муратова [1], показывает, что эти критерии так же, как и деформационные, имеют свои достоинства, недостатки и ограниченную область применения. В частности, энергетические критерии являются более обоснованными с физической точки зрения, однако выражения для их описания довольно сложные. Это требует более приемлемых для инженерных расчетов показателей повреждаемости материалов.

Интенсивное развитие процессов циклической ползучести может определять долговечность материала. При этом зависимость долговечности от деформации ползучести обычно принимается линейной в логарифмических координатах, а накопленная повреждаемость выражается суммой

$$\Pi = \sum_{i=1}^N (\Delta P^{(i)})^k / C,$$

где

$\Delta P^{(i)}$ – деформация ползучести за i -й цикл нагружения.

Для совместного описания процессов длительной прочности и изотермической ползучести используют механическое уравнение состояния с параметром состояния, соответствующим накопленной повреждаемости [1]. При этом скорость ползучести P определяется напряжением σ , температурой T и структурным параметром ω , характеризующим меру «растресканности» материала.

В процессе установившейся и ускоряющейся стадий ползучести эти параметры изменяются в соответствии с уравнениями:

$$\dot{P} = a\sigma^m (1-\omega)^{-m};$$

$$\dot{\omega} = b\sigma^v (1-\omega)^{-n}.$$

При постоянном напряжении решения уравнений имеют вид:

$$\omega(t) = 1 - \left(1 - \frac{t}{t^*}\right)^{\frac{1}{n+1}};$$

$$P(t) = \frac{a}{b(n-m+1)} \sigma^{m-v} \left[1 - \left(1 - \frac{t}{t^*}\right)\right]^{\frac{n+1-m}{n+1}},$$

где

t^* – время до разрушения:

$$t^* = [b(1+n)\sigma^v]^{-1}.$$

При многокомпонентном нагружении, когда разрушение может наступить по нескольким причинам, в случае использования линейной модели предельное суммарное повреждение можно записать в виде суммы слагаемых относительных повреждений:

$$\sum_{i=1}^{K_1} \frac{\tau_i}{\tau_{pi}} + \sum_{i=1}^{K_2} \frac{n_i}{N_{pi}} + \sum_{i=1}^{K_3} \frac{l_i}{l_{pi}} = 1,$$

где первое слагаемое учитывает повреждения от статической нагрузки, второе – от циклической, третье – от циклической ползучести.

В общем случае действия S одновременных факторов, как независимых, так и влияющих друг на друга, предельное состояние можно определить из следующих условий:

$$\sum_{j=1}^S \Pi_j = 1 \quad \text{– линейная гипотеза суммирования;}$$

$$\max_j (\Pi_j) = 1 \quad \text{– при независимых факторах;}$$

$$\sum_{j=1}^S g(\Pi_j) = 1 \quad \text{– нелинейная гипотеза суммирования.}$$

Такой метод оценки повреждаемости особенно удобен в инженерной практике, так как в этом случае в качестве предельных характеристик используются характеристики прочности при однокомпонентном нагружении.

Более обоснованный и точный метод оценки предельной повреждаемости в случае действия сложного нагружения при термоциклировании основан на анализе кинетики напряженно-деформированного состояния конструктивных элементов. Приближенные подходы к такому расчету используют диаграммы циклического деформирования. Однако расчет циклических упругопластических деформаций в динамике является очень трудоемким и возможен только в том случае, когда стабилизация процесса деформирования наступает после незначительного числа циклов нагружения.

Множество других интересных идей рассмотрено в работах Д.А. Киялбаева и А.И. Чудновского, где используется представление об энтропийной природе разрушения материала. В.С. Иванова процесс разрушения рассматривает как результат нарушения межатомных связей вследствие поглощения кристаллической решеткой предельной энергии. В.В. Болотин, анализируя имеющийся опыт, разработал математические модели обобщенной теории накопления повреждений, описывающей зависимости долговечности от истории нагружения, а также многостадийные теории, где процесс разрушения представляется в виде двух стадий, например, подготовительной и стадии развития и углубления трещин. Х.Б. Кордонский рассматривает теорию суммирования повреждений, описывающую явление тренировки [1].

В дополнение к многообразию видов тепло-напряженно-деформированных состояний, а также видов и критериев разрушения деталей следует учитывать и некоторые особенности процессов накопления повреждений.

Распределение напряжений, деформаций и температур по объему деталей, как правило, неоднородно, поэтому процессы поврежденности, протекающие в различных точках детали, неодинаковы, что обуславливает зависимость поврежденности не только от времени, но и от координат. Это приводит к континуальным моделям поврежденности материала, примерами которых могут служить модели теорий пластичности и ползучести или поля повреждений, характеризующие плотность микро-трещин, дислокаций, линий скольжения или других дефектов кристаллической решетки. На практике использование таких мер поврежденности вызывает значительные трудности, и поэтому обычно поврежденность оценивается в наиболее напряженных зонах.

Таким образом, при построении обобщенных моделей поврежденности материала следует учитывать многостадийность, многокомпонентность процессов поврежденности, их зависимость от времени и координат и другие особенности.

Потому все предложенные гипотезы суммирования поврежденности имеют ограниченную область применения. Каждая гипотеза базируется на допущениях, которые нельзя считать полностью справедливыми в общем случае. Статистических данных для надежного подтверждения той или иной теории недостаточно. Материалы различаются закономерностями накопления повреждений. Наиболее простыми и удобными для практического использования являются теории, основанные на линейной гипотезе или ее модификациях и на раздельном учете влияния на накопленную повреждаемость различных составляющих нагрузок конструктивных элементов. Линейные модели удобно исследовать с вероятностных позиций.

Модели поврежденности деталей при воздействии спектра нагрузок

Обычно на детали планера и силовой установки во время полета действуют переменные нагрузки с различными значениями максимальных напряжений σ_{\max} .

Спектром нагрузок является частотность напряжений разной интенсивности. Рассмотрим спектр нагрузок, действующий на детали в корневой части крыла от изгибающего момента, вызванных турбулентностью атмосферы. Анализ интенсивности полетных нагрузок разных типов воздушных судов показывает, что их спектры амплитуд подчиняются логарифмическому закону $\sigma_a = f(\ln(N_\sigma))$ и лежат с небольшими отклонениями в одних и тех же границах [3].

Величина спектра нагрузок может быть выражена отношением [3], σ_f / σ_c где σ_f – значение текущей нагрузки, σ_c – среднее значение нагрузки, возникающей в полете и характеризующей условия полета.

Непрерывный спектр нагружения для ограничения нагрузки может быть заменен ступенчатой функцией, что значительно упрощает систему расчетов.

Спектр разбит на 10 ступенек с максимальным значением $\sigma_1 / \sigma_c = 1,6$ и минимальным $\sigma_{10} / \sigma_c = 0,222$ (табл. 1.)

Таблица 1

Дискретный спектр нагружения

σ_i / σ_c	1,6	1,50	1,30	1,15	0,995
n_σ	1	2	5	18	52
σ_i / σ_c	0,84	0,685	0,530	0,375	0,2220
n_σ	152	800	4170	34800	358665

Максимальные напряжения последних двух ступенек и соответствующие коэффициенты интенсивности напряжений (КИН) для анализа трещиностойкости находятся ниже уровня порогового КИН K_{th} и поэтому в расчет не принимаются. В нижней части табл. 1 приведено соответствующее данной нагрузке число циклов нагружения n_σ , заданного уровня, присутствующее в спектре. В данном блоке максимальные нагрузки встречаются один раз, а минимальные – 4170 раз на каждые 5200 циклов нагружения.

Очевидно, что $\sigma_{max} = \sigma_c + \sigma_a$;

$\sigma_{min} = \sigma_c - \sigma_a$.

Коэффициент асимметрии цикла:

$$r = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$$

На рис. 2 показаны максимальные и минимальные нагрузки спектра нагружения при заданном среднем значении нагрузки $\sigma_c = 70$ МПа.

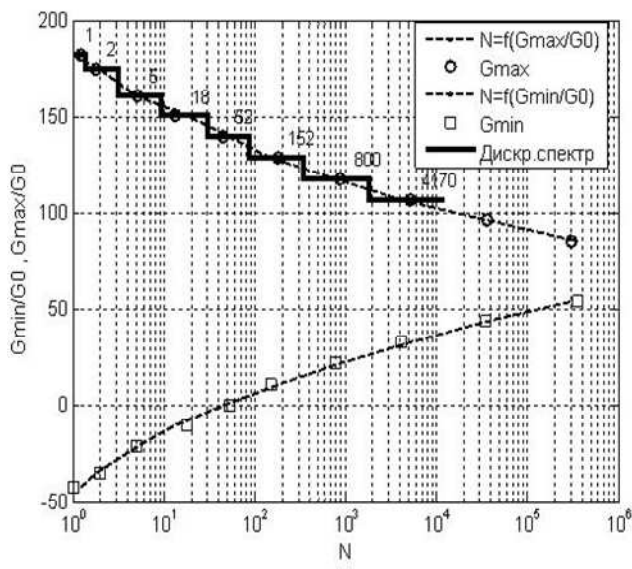


Рис. 2. Непрерывный и дискретный спектры нагружения

Уравнения кривых спектра максимальных и минимальных напряжений при $\sigma_c = 70$ МПа имеют вид:

$$\lg(N_{max i}) = 0.0003477 * \sigma_{max}^2 - 1.4892 * \sigma_{max} + 15.669;$$

$$\lg(N_{min i}) = 0.0003477 * \sigma_{min}^2 + 0.05155 * \sigma_{min} + 1.6357,$$

где

$$\sigma_{max i} = \sigma_c \left(1 + \frac{\sigma_i}{\sigma_c}\right);$$

$$\sigma_{min i} = \sigma_c \left(1 - \frac{\sigma_i}{\sigma_c}\right).$$

Программа нагружения строится на основании формирования отдельных спектров, которые, в свою очередь, получаются из основного спектра путем исключения отдельных его составляющих: первого, первых двух и т.д. При этом каждый спектр характеризует условия нагружения в отдельном полете. При полном спектре моделируются наиболее сложные условия полета в неспокойной турбулентной атмосфере (грозе), в других случаях – в менее опасных ситуациях. Случайная очередность выбора спектров нагружения и формирование программы позволяет моделировать условия полета, близкие к реальному.

Согласно гипотезе линейного суммирования повреждений степень поврежденности пропорциональна отношению числа циклов $n_{\sigma i}$ к предельному числу циклов $N_{\Pi i}(\sigma_{max i})$ для заданной i -й нагрузки $\sigma_{max i}$. В дискретном спектре нагружения содержится k уровней, в непрерывном – доля числа циклов нагружения зависит от уровня нагрузки, которая изменяется от $\sigma_{max 1}$ до $\sigma_{max k}$. Общее число циклов спектра нагружения называем полным циклом, полученные поврежденности – спектром поврежденностей, а накопленную суммарную поврежденность – поврежденностью за один полный цикл нагружения. В соответствии с этим формулы для расчета накопленной поврежденности за m полных циклов нагружения в дискретном и непрерывном варианте имеют вид:

$$\Pi_m = \sum_{l=1}^m \sum_{i=1}^k \frac{n_{\sigma i}(\sigma_{max i})}{N_{\Pi i}(\sigma_{max i})}; \tag{2}$$

$$\Pi_m = \sum_{l=1}^m \int_{\sigma_{max 8}}^{\sigma_{max 1}} \frac{n_\sigma(\sigma_{max}) d\sigma}{N_{\Pi}(\sigma_{max})}, \tag{3}$$

где условием разрушения будет $\Pi_m > 1$.

В общем случае величина $n_{\sigma i}$ определяет только долю циклов, соответствующую заданному уровню нагрузки $\sigma_{max i}$, и поэтому может принимать нецелые значения.

Согласно статистическим данным [3] максимальные напряжения спектра нагрузки появляются только 10 раз на 40 000 полетов, поэтому при расчете поврежденности за один полет $n_{\sigma i} = 1/4000$.

Учитывая сложный характер реальных спектров нагружения деталей и непростой для интегрирования вид характеристик прочности при вычислении интегралов, целесообразно использовать формулы численного интегрирования – Симпсона или Ньютона–Котеса 8-го порядка. Однако для некоторых случаев получены конечные расчетные формулы моделей поврежденности за полный цикл нагружения детали:

– первая модель при линейной зависимости спектра и предельных напряжений от $\lg(N)$:

$$\begin{aligned} \Pi_{\text{III}} &= \int_{v_1}^{v_2} \frac{n_{\sigma}(\sigma) d\sigma}{N(\sigma)} = \int_{v_1}^{v_2} \frac{10^{c+d\sigma}}{10^{a+b\sigma}} d\sigma = \\ &= \frac{10^{(c-b_0+v_2)(d-b_1)} - 10^{(c-b_0+v_1)(d-b_1)}}{(d-b_1)\ln(10)} \end{aligned}$$

– вторая модель при квадратичной зависимости спектра и линейной зависимости предельных напряжений от $\lg(N)$:

$$\begin{aligned} \Pi_{\text{III}} &= \int_{v_1}^{v_2} \frac{n(\sigma) d\sigma}{N(\sigma)} = \int_{v_1}^{v_2} \frac{10^{c+d\sigma+q\sigma^2}}{10^{a+b\sigma}} d\sigma = \\ &= \left(-\frac{1}{2} \operatorname{erf} \left(\frac{\frac{1}{2} q v_2 \ln(100) + \ln(10)(d-b_1)}{\sqrt{-q \ln(10)}} \right) + \right. \\ &\quad \left. \frac{1}{2} \operatorname{erf} \left(\frac{\frac{1}{2} q v_1 \ln(100) + \frac{1}{2} \ln(10)(d-b_1)}{\sqrt{-q \ln(10)}} \right) \right) \times \\ &\quad \times \exp \left(\frac{\ln(10)(4q(c-b_0) - 1 - d(d-2b_1) - b_1^2)}{4q} \right) / \sqrt{\frac{q \ln(10)}{\pi}} \end{aligned}$$

– третья модель при степенных зависимостях спектра и предельных напряжений:

$$\begin{aligned} \Pi_{\text{III}} &= \int_{v_1}^{v_2} \frac{n_{\sigma}(\sigma) d\sigma}{N(\sigma)} = \int_{v_1}^{v_2} \frac{A \sigma^m}{B \sigma^n} d\sigma = \\ &= \frac{A(-v_2^{-n+m+1} + v_1^{-n+m+1})}{B(n-m-1)} \end{aligned}$$

– четвертая модель при степенно-показательной зависимости спектра и предельных напряжений:

$$\begin{aligned} \Pi_{\text{III}} &= \int_{v_1}^{v_2} \frac{n_{\sigma}(\sigma) d\sigma}{N(\sigma)} = \int_{v_1}^{v_2} \frac{A \sigma^m c^{\sigma}}{B \sigma^n b_1^{\sigma}} d\sigma = \\ &= \frac{\left(C_{v_1}^{22} n - C_{v_1}^{22} m + C_{v_2}^{11} n - C_{v_2}^{11} m - \right. \\ &\quad \left. - C_{v_1}^{21} n + C_{v_1}^{21} m - C_{v_2}^{12} n + C_{v_2}^{12} m + \right. \\ &\quad \left. + C_{v_2} - C_{v_1} \right)}{((- \ln(c) + \ln(b_1)) B)} \end{aligned}$$

где

$$C_{v_1}^{22} = v_1^{-n+m} d_1^{n-m} \gamma(-n+m, d_1);$$

$$C_{v_2}^{11} = v_2^{-n+m} d_2^{n-m} \Gamma(-n+m);$$

$$C_{v_1}^{21} = v_1^{-n+m} d_1^{n-m} \Gamma(-n+m);$$

$$C_{v_2}^{12} = v_2^{-n+m} d_2^{n-m} \gamma(-n+m, d_2);$$

$$C_{v_2} = v_2^{-n+m} c^{v_2} b_1^{-v_2};$$

$$C_{v_1} = v_1^{-n+m} c^{v_1} b_1^{-v_1};$$

$$d_1 = v_1(-\ln(c) + \ln(b_1));$$

$$d_2 = v_2(-\ln(c) + \ln(b_1));$$

$\Gamma(\alpha)$, $\gamma(\alpha, x)$ – гамма и неполная гамма функции.

На рис. 3 в верхней части графика приводится спектр нагрузок (СН) и предельные нагрузки (ПН), в нижней – спектр поврежденности за один полный цикл нагружения для первой модели:

$$\text{СН: } \lg(N_S) = -0.554125 * \sigma_{\text{max}} + 9.7235455;$$

$$\text{ПН: } \lg(N_{\text{III}}) = 12.294422 - 0.275464 * \sigma_{\text{max}}$$

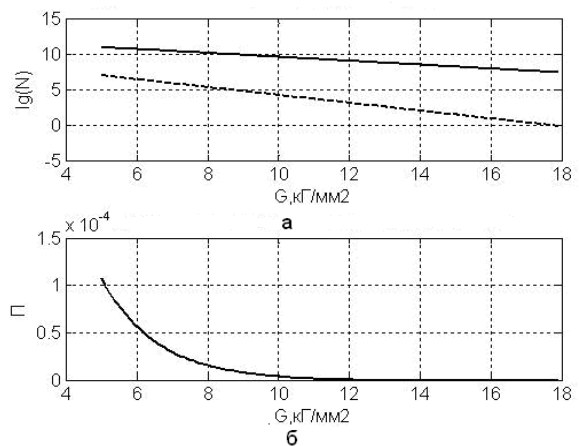


Рис. 3. Характеристики за полный цикл первой модели:
 а – спектр нагруженности и характеристики выносливости: $\lg(N) = f(G) + Sg$
 б – спектр поврежденности полного цикла: $\Pi = f(G) + Sg$

На рис. 4 показаны эти же характеристики для квадратичного спектра:

$$\lg(N_S) = 0.03477 * \sigma_{\max}^2 - 1.4892 * \sigma_{\max} + 15.669$$

и предельных нагрузок:

$$\lg(N_{I2}) = 23.4151 - 5.6135 * \ln(\sigma_{\max}),$$

рассчитанные численным методом.

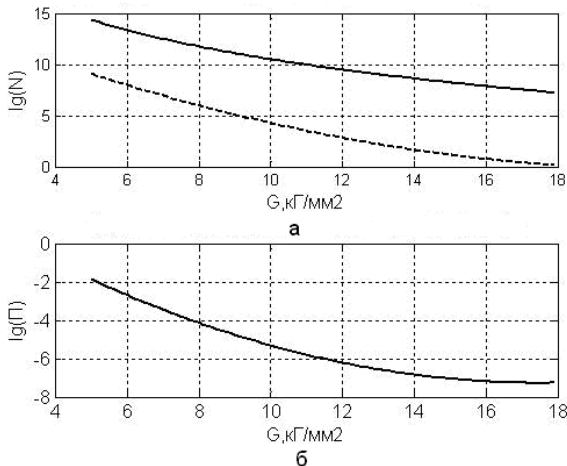


Рис. 4. Характеристики за полный цикл второй модели:
а – спектр нагруженности и характеристики выносливости:
 $\lg(N) = f(G) + S_g$;

б – спектр поврежденности полного цикла: $\Pi = f(G) + S_g$

Величины накопленной поврежденности за один полный цикл при этом для первой модели равны $\Pi_1 = 0,0014$, для второй модели $\Pi_2 = 0,0001151$.

Модель поврежденности для деталей с трещиной при воздействии спектра нагрузок

Для расчета поврежденности и остаточной долговечности деталей с различными дефектами типа трещин при воздействии спектра нагрузок используются методы механики разрушения, в основе которых лежит КИН K_1 [2].

Согласно силовому критерию линейной механики разрушения, предложенному Ирвиным для квазихрупких тел, трещина начинает быстро расти в упругом теле, когда КИН достигает некоторого критического для данного материала значения, что и считается предельным значением прочности для элементов с трещиной.

Коэффициент интенсивности напряжений K_1 зависит от нагрузки, размера трещины и геометрии детали.

Многочисленными исследованиями установлено, что зарождение трещины усталости в образцах с надрезом при напряжениях ниже предела текучести происходит после небольшого числа циклов

нагружения, составляющих 3–10 % общей долговечности. Следовательно, долговечность образцов и деталей машин практически определяется скоростью роста макротрещины.

Экспериментальные данные о развитии усталостных макротрещин в материалах принято представлять в виде диаграммы усталостного разрушения материала, называемых диаграммами циклической трещиностойкости материала, которые изображают зависимость скорости роста трещины v от размаха КИН за цикл ΔK или его максимального значения K_{\max} .

Диаграмма, построенная в логарифмических координатах, состоит из трех криволинейных участков: низких (обычно $v < 10^{-8}$ м/цикл), высоких (обычно $v > 10^{-6}$ м/цикл) скоростей роста трещины и среднего участка, аппроксимируемого прямой [2].

Было предложено несколько десятков зависимостей, связывающих между собой скорость роста трещины v и КИН. Наибольшую известность получили модели Периса, Ердогана и Формана.

В основу расчета остаточной долговечности и повреждаемости элементов с трещиной положена одна из формул, описывающая скорость роста трещины на линейном участке диаграммы циклической трещиностойкости:

$$\frac{da}{dN} = 10^{-7} \left(\frac{K_{\max}}{K^*} \right)^n,$$

где параметры n и K^* являются самостоятельными характеристиками циклической трещиностойкости материала. Параметр K^* имеет четкий физический смысл наибольшего КИН цикла при скорости роста трещины 10^{-7} м/цикл.

Решая это дифференциальное уравнение относительно N и учитывая выражения для КИН полосы с центральной трещиной при одноосном растяжении, можно получить формулу для расчета остаточной долговечности элемента конструкции с трещиной [2]:

$$N_k - N_0 = 10^7 \left(\frac{K^*}{\sigma_{\max}} \right)^n \frac{1}{\pi^{n/2}} \left(\frac{2}{W} \right)^{n-1} \int_{a_0}^{a_k} \frac{d\alpha}{\alpha^{n/2} F_1^n(\alpha)}, \quad (4)$$

$$\text{где } F_1(\alpha) = \left(1 - 0,025\alpha^2 + 0,06\alpha^4 \right) \left(\sec \frac{\alpha\pi}{2} \right)^{1/2},$$

$$\alpha = 2a / W.$$

Расчет остаточной долговечности (рис. 5) проведен для пяти случаев [1; 2]:

- плоскости с трещиной;
- полосы с центральной трещиной;
- полосы с эксцентрично расположенной трещиной;
- полосы с краевыми трещинами;
- полосы с одной краевой трещиной.

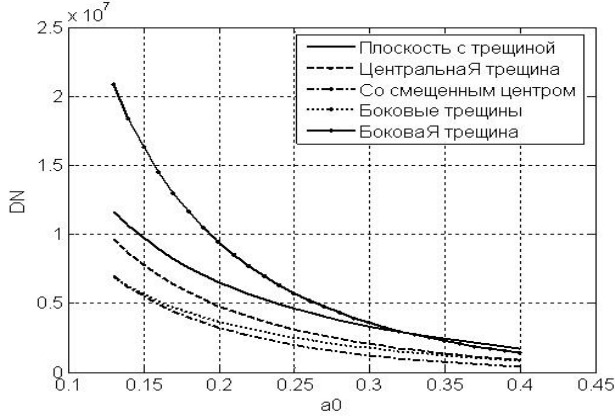


Рис. 5. Зависимость остаточной долговечности от начальной длины трещины

Для расчета остаточной долговечности используют такие исходные данные:

- материал Д16;
- механические характеристики материала (критический КИН $K_C = 84,4 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$, условная граница текучести $\sigma_{0,2} = 400 \text{ МПа}$);
- параметры трещиностойкости (наибольший КИН цикла для полосы с центральной трещиной при скорости распространения 10^{-7} м/цикл , $K^* = 92,3 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$, показатель степени $n = 4$);
- коэффициент асимметрии цикла $r = 0,33$;
- максимальная интенсивность нагружения $\sigma_{\max} = 140 \text{ МПа}$;
- ширина элемента $2W = 0,20 \text{ м}$;
- высота элемента $2h = 0,40 \text{ м}$;
- толщина элемента $t = 2 \text{ мм}$.

Критическая длина трещины a_K определяется из условия разрушения Ирвина [1]:

$$K_I = K_C = 84,4 \text{ МПа};$$

$$\sigma_K = 140 \text{ МПа};$$

$$a_K = 0,063 \text{ м},$$

$$\alpha_K = 0,63;$$

$$\text{эксцентриситет } e = 0,02 \text{ м}.$$

Для расчета поврежденности элементов с трещиной в дискретном и непрерывном варианте используются те же формулы, что и при расчете многоциклового усталости (2) и (3), где в качестве предельных характеристик используется остаточная долговечность детали

$$N_p = N_k - N_0.$$

В формулах расчета поврежденности для устранения ошибок каждый полный цикл спектра нагружения разбит дополнительно на ряд подциклов (5), после расчета которых выполняется пересчет новой текущей длины трещины:

$$P_1 = \sum_{i=1}^n \frac{n_{\sigma_i}}{N_{pi}} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{n_{bi}} \frac{n_{\sigma_{ij}}}{N_{pi}}; \quad (5)$$

$$P_{\Sigma} = \sum_{l=1}^m \int_{\sigma_{\max 8}}^{\sigma_{\max 1}} \frac{n_{\sigma}(\sigma_{\max}) d\sigma}{\left(10^7 \left(\frac{K_i^*}{\sigma_{\max}} \right)^{n_i} \frac{1}{\pi^{n_i/2}} \times \left(\frac{2}{W} \right)^{\frac{n_i}{2}-1} a_k \int_{a_0}^{\alpha} \frac{d\alpha}{\alpha^{n_i/2} F_1^{n_i}(\alpha)} \right)}. \quad (6)$$

Максимальное число циклов в каждом подцикле спектра нагрузок приведено в табл.2.

Таблица 2

Максимальное число циклов в подцикле

n_{σ_i}	1	2	5	18	52
$n_{\sigma_{\max i}}$	1	1	1	2	5
n_{σ}	152	800	4170	34800	358665
$n_{\sigma_{\max i}}$	10	40	100	500	4000

Пятый элемент спектра разбит на 11 подциклов по пяти в первых десяти и двух в 11-м подцикле. Всего в полном цикле спектра 106 блочных циклов.

Приращение длины трещины за каждый полный цикл нагружения (5200 циклов), по определению, пропорционально внесенной поврежденности и поэтому может быть рассчитано по формуле

$$\Delta a_l = (a_{k,l} - a_{0,l}) * P_1.$$

Новая длина трещины, соответственно, равна

$$a_{0,l} = a_{0,l-1} + \Delta a_l.$$

Процесс расчета итерационный и повторяется до тех пор, пока накопленная поврежденность

$$P_m = \sum_{l=1}^m P_l,$$

где m – число полных циклов,

не превысит 1 ($P_m > 1$).

Однако в формуле (4) число циклов до разрушения (остаточная долговечность) зависит не только от действующего максимального напряжения, но и от текущей длины трещины a_0 , т. е. существует нелинейная гипотеза суммирования повреждений.

В формуле (4) при переменных максимальных напряжениях σ_{max} -var параметры трещиностойкости (наибольший КИН цикла K^* при скорости роста трещины 10^{-7} м/цикл и показатель степени n) являются функциями σ_{max} . В рассматриваемой модели расчета поврежденности эти параметры предлагается взять линейными функциями σ_{max} :

$$n_i = n_1 + (n_2 - n_1) \frac{\sigma_{max i} - \sigma_{max1}}{\sigma_{max2} - \sigma_{max1}},$$

где

$$n_1 = 4; n_2 = 5,1; \sigma_{max1} = 140; \sigma_{max2} = 182;$$

$$K_i^* = K_1^* + (K_2^* - K_1^*) \frac{\sigma_{max i} - \sigma_{max1}}{\sigma_{max2} - \sigma_{max1}},$$

$$K_1^* = 93; K_2^* = 73;$$

$$\sigma_{max1} = 140; \sigma_{max2} = 182$$

Зависимой от уровня максимального напряжения σ_{max} также является критическая длина трещины a_k (рис. 6.), которую можно определить из уравнения

$$\frac{K_{Ic}}{\sqrt{\pi a_k} F_1(\alpha_k)} - \sigma_{max} = 0,$$

где

$$\alpha_k = \frac{2a_k}{W}.$$

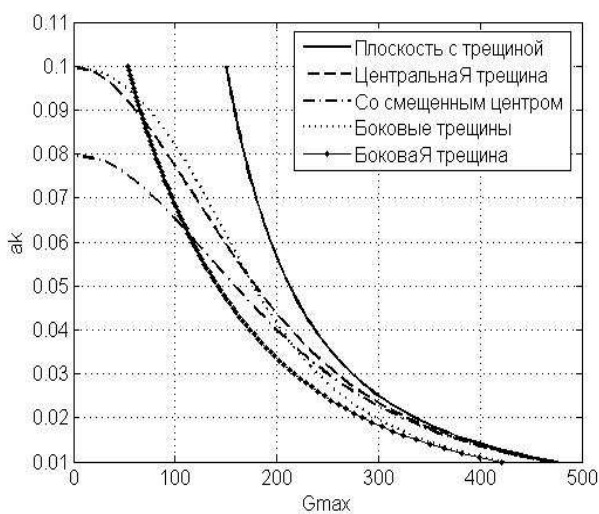


Рис. 6. Зависимости критической длины трещины a_k от уровня максимального напряжения σ_{max}

Таким образом, расчет текущего значения числа циклов до разрушения можно провести в два этапа:

- определить коэффициент K_{0i} , который зависит только от уровня максимального напряжения σ_{max} ;
- вычислить, численным методом определенный интеграл с зависимыми от уровня максимального напряжения σ_{max} и текущей длины трещины пределами:

$$K_{0i} = 10^7 \left(\frac{K_i^*}{\sigma_{max}} \right)^{n_i} \frac{1}{\pi^{n_i/2}} \left(\frac{2}{W} \right)^{n_i-1};$$

$$N_{pi} = K_{0i} \int_{a_0}^{a_k} \frac{d\alpha}{\alpha^{n_i/2} F_1^{n_i}(\alpha)}.$$

На рис. 7 показана динамика процесса приращение длины трещины при блочном нагружении $\Delta a_i = f(BN)$.

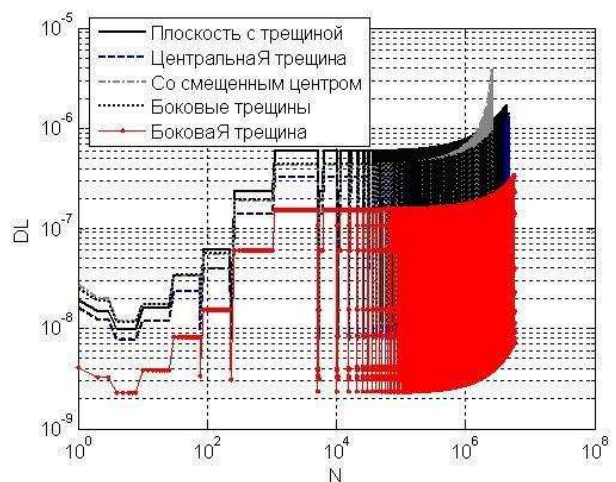


Рис. 7. Приращение длины трещины

Результаты мониторинга процесса поврежденности детали в зависимости от числа блоков

$$P_{\Sigma} = \sum f(BN)$$

показаны на рис. 8, а, в зависимости от числа циклов нагружения

$P_{\Sigma} = \sum f(N)$ – на рис. 8, б, в зависимости от числа циклов для непрерывного спектра нагружения (б) – на рис. 9.

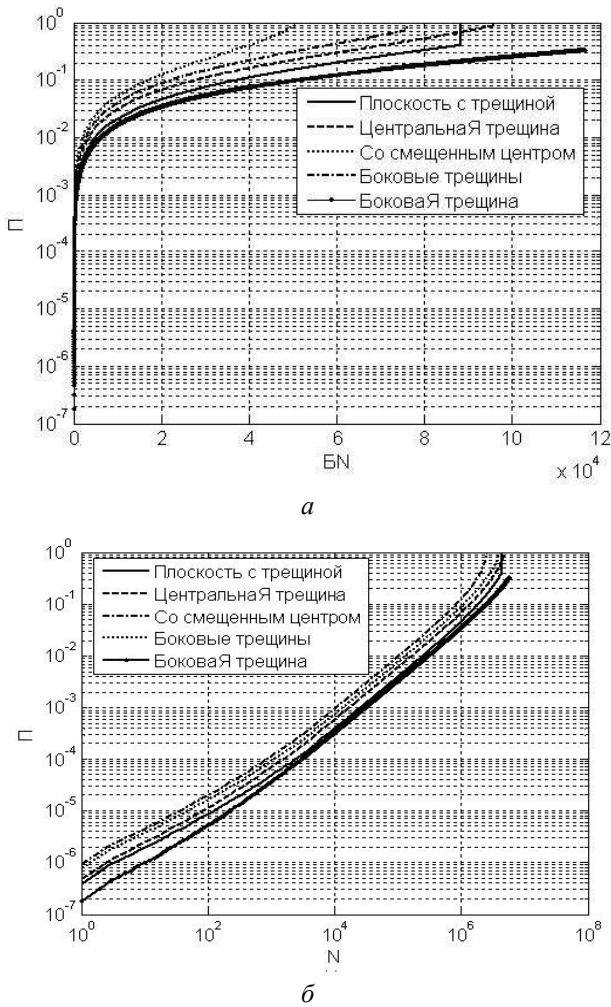


Рис. 8. Мониторинг процесса повреждения детали в зависимости от числа блоков нагружения (а) и числа нагружения циклов (б)

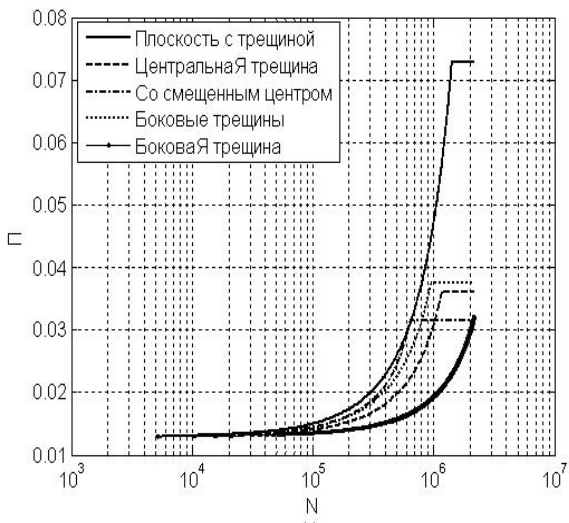


Рис. 9. Мониторинг процесса повреждения детали в зависимости от числа циклов для непрерывного спектра нагружения

Вероятностные модели повреждения при статическом и циклическом нагружении

Рассмотрим несколько возможных моделей процесса накопления повреждений в деталях ГТД во время полета.

Пусть на деталь действуют случайные эквивалентные напряжения, медленно меняющиеся в соответствии с функцией (рис.10):

$$\sigma(t) = \sigma_0 + \chi(t), \tag{7}$$

где

σ_0 – случайная величина, распределенная по нормальному закону с параметрами:

$$M[\sigma_0] = 0, D[\sigma_0] = S^2_{\sigma_0};$$

$\chi(t)$ - детерминированная функция.

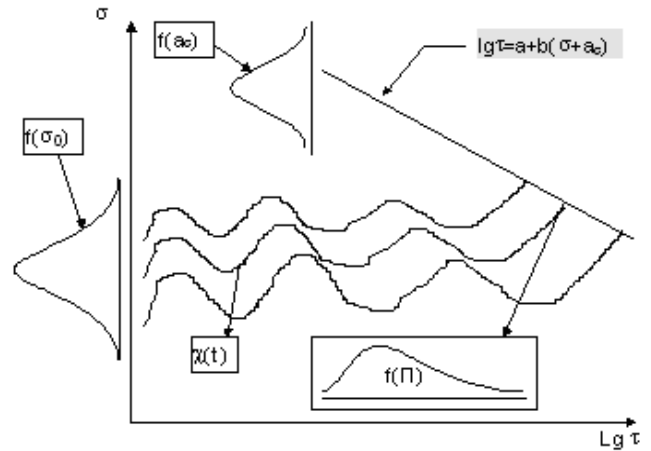


Рис. 10. Модель процесса повреждения при случайном нагружении

Физически это будет отражением того, что в течение всего полета величины нагрузок, действующих на деталь в полете, будут отличаться на постоянную величину от среднестатистических значений для этих режимов. Это, например, может быть связано с изменением климатических условий, регулировок и другими внешними факторами полета.

При действии статических или медленно изменяющихся нагрузок и постоянных температур прочностные свойства материала деталей могут быть описаны с помощью кривой длительной прочности, для которой справедлив экспоненциальный закон связи между разрушающим напряжением σ_n и временем до разрушения.

В вероятностной трактовке эта кривая имеет вид: $lg \tau = a + b(\sigma + a_{\sigma}),$ (8)

где

a_{σ} – параметр, характеризующий вероятностные свойства материала:

$$M[a_{\sigma}] = 0,$$

$$D[a_{\sigma}] = S^2_{a_{\sigma}}.$$

Согласно линейной гипотезе суммирования повреждений степень накопленных в материале детали повреждений Π за время действия нагрузки t^* определяют по формуле

$$\Pi(t^*) = \int_0^{t^*} \frac{dt}{\tau(\sigma(t))}. \tag{9}$$

Подставив выражения (7) и (8) в формулу (9), получим

$$\Pi = \int_0^{t^*} \frac{dt}{\exp(a + b(\sigma(t) + a_\sigma))} = \frac{\gamma(t^*)}{\exp(a + b(\sigma_0 + a_\sigma))} = \varphi(\sigma_0 + a_\sigma) \tag{10}$$

где

$\gamma(t^*)$ – детерминированная функция:

$$\gamma(t^*) = \int_0^{t^*} \frac{dt}{\exp(b\chi(t))}.$$

В выражении (10) случайная величина повреждаемости за полет Π связана со случайными величинами σ_0 и a_σ монотонной экспоненциальной зависимостью. Для определения плотности распределения повреждаемости $f(\Pi)$ воспользуемся формулой

$$f_\Pi(\Pi) = f_v(\Psi(\Pi))|\Psi'(\Pi)|, \tag{11}$$

где

$f_v(\cdot)$ – плотность распределения суммы нормальных независимых случайных величин σ_0 и a_σ :

$$M[v]=0; D[v]=S_v^2=S_a^2+S_\sigma^2;$$

$\Psi(\Pi)$ - функция, обратная по отношению к $\varphi(\cdot)$.

Согласно выражению (11)

$$\Psi(\Pi) = v = (\gamma(t^*) - \ln \Pi - a)/b;$$

$$|\Psi'(\Pi)| = 1/b\Pi.$$

Возвращаясь к формуле (11), получаем

$$f_\Pi(\Pi) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}S_0b\Pi} \exp\left(-\frac{(\ln \Pi - \ln \gamma(t^*) + a)^2}{2(bS_v)^2}\right). \tag{12}$$

Интегрируя полученное выражение (12), определяем закон распределения повреждаемости за полет:

$$F_\Pi(\Pi) = \int_0^\Pi f_\Pi(\Pi)d\Pi = \Phi\left(\frac{\ln \Pi - \ln \gamma(t^*) + a}{bS_v}\right),$$

где

$\Phi(U)$ – интеграл вероятности:

$$\Phi(U) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^U \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) dt.$$

Таким образом, для этой модели повреждаемость за полет является логнормальной случайной величиной с постоянным значением дисперсии логарифма повреждаемости

$$D[\ln \Pi] = b^2(S_a^2 + S_\sigma^2)$$

и зависящим от наработки математическим ожиданием логарифма повреждаемости

$$M[\ln \Pi] = \ln \gamma(t^*) - a.$$

С вычислительной точки зрения простота и наглядность модели обусловлена возможностью разделения в выражении (10) случайной и нестационарной составляющих нагрузки.

Рассмотрим общую модель накопления повреждений за полет при статическом нагружении (рис.11).

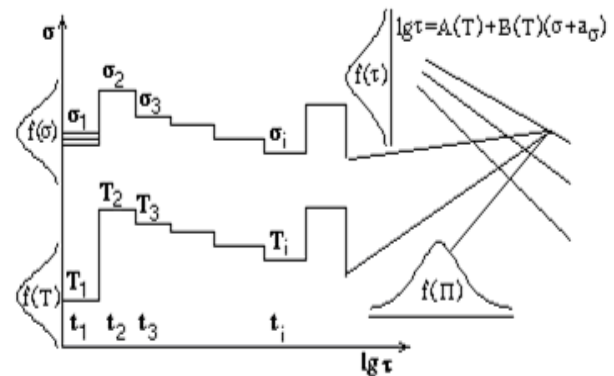


Рис. 11. Модель процесса поврежденности при статическом нагружении

Согласно линейной гипотезе суммирования статических повреждений степень накопленных в материале детали повреждений Π за полет длительностью t^* определяется по формуле

$$\Pi(t^*) = \int_0^{t^*} \frac{dt}{\tau(\sigma(t), T(t))} \approx \sum_{i=1}^k \frac{t_i}{\tau(\sigma_i, T_i, a_\sigma)},$$

где

T_i, σ_i, t_i – температура, напряжение режима и время его действия;

k – число режимов нагружения.

Процесс статического нагружения детали здесь разбит на ряд элементарных участков с постоянными случайными значениями температур и напряжений на отдельных режимах:

$$T_i = T_0 + T_{mi}; \sigma_i = \sigma_0 + \sigma_{mi}; i = \overline{1, k},$$

где T_0, σ_0 – нормальные случайные величины с параметрами:

$$M[T_0] = M[\sigma_0] = 0;$$

$$D[T_0] = S_{\tau}^2;$$

$$D[\sigma_0] = S_{\sigma}^2;$$

T_{mi}, σ_{mi} – уровни действующих температур и напряжений.

В случае экспоненциальной зависимости математического ожидания долговечности от напряжения вероятностные свойства материалов могут быть описаны с помощью трех эквивалентных (при $T = \text{const}$) уравнений:

$$\lg \tau = A(T) + B(T)\sigma + a_{\tau};$$

$$\lg \tau = A(T) + B(T)(\sigma + a_{\sigma});$$

$$\lg \tau = A(T) + B(T)\sigma + a_n(1 + B(T)^2)^{0.5},$$

где

$a_{\tau}, a_{\sigma}, a_n$ – случайные величины с нулевыми математическими ожиданиями и дисперсиями S_{τ}^2, S_{σ}^2 и S_n^2 .

Случайная величина a_{τ} характеризует рассеяния точек вдоль оси долговечности $\lg(\tau)$, а также является дисперсией логарифма долговечности материала $S_{\lg \tau}^2$. Величина a_{σ} служит мерой рассеивания вдоль оси напряжения σ , т.е. является дисперсией предела прочности, а a_n – мерой рассеивания относительно линии регрессии $\lg(\tau) = A + B\sigma$. Остановимся на уравнении (13), которое в упрощенном кусочно-линейном варианте задается выражением

$$\ln \tau = a_1 + a_2 T + (b_1 + b_2 T)(\sigma + a_{\sigma}),$$

где

$$M[a_{\sigma}] = 0;$$

$$D[a_{\sigma}] = S_a^2.$$

Вначале рассмотрим вероятностные характеристики логарифма долговечности материала i -го режима работы двигателя. Поскольку параметры $T_0, \sigma_0, a_{\sigma}$ имеют нормальное распределение, а уравнение (14) почти линейное, закон распределения $\ln(\tau)$ также близок к нормальному. Его параметры можно определить с помощью разложения функции (14) в ряд Тейлора. При независимых случайных величинах $T_0, \sigma_0, a_{\sigma}$:

$$M[\ln \tau_i] = L_i = a_1 + a_2 T_{mi} + b_1 \sigma_{mi} + b_2 T_{mi} \sigma_{mi};$$

$$D[\ln \tau_i] = S_{Li}^2 = (a_2 + b_2 \sigma_{mi})^2 S_{\tau}^2 + (b_1 + b_2 T_{mi})^2 (S_{\sigma}^2 + S_a^2) + b_2^2 S_{\tau}^2 (S_{\sigma}^2 + S_a^2);$$

$$r_{lij} = \frac{M[\ln \tau_i \ln \tau_j] - M[\ln \tau_i] M[\ln \tau_j]}{\sqrt{D[\ln \tau_i] D[\ln \tau_j]}} = \frac{1}{S_{Li} S_{Lj}} \left[(a_2^2 + a_2 b_2 (\sigma_{mi} + \sigma_{mj}) + b_2^2 \sigma_{mi} \sigma_{mj}) S_T^2 + (a_2^2 + a_2 b_2 (\sigma_{mi} + \sigma_{mj}) + b_2^2 \sigma_{mi} \sigma_{mj}) S_T^2 + (b_1^2 + b_1 b_2 (T_{mi} + T_{mj}) + b_2^2 T_{mi} T_{mj}) \times (S_{\sigma}^2 + S_a^2) + b_2^2 S_T^2 (S_{\sigma}^2 + S_a^2) \right]$$

Для общего случая, используя разложение функции в ряд Тейлора, получаем:

$$M[\ln \tau_i] = L_i = a(T_{mi}) + b(T_{mi}) \sigma_{mi},$$

$$D[\ln \tau_i] = S_{Li}^2 = \left(\frac{da}{dT}(T_{mi}) + \sigma_{mi} \frac{db}{dT}(T_{mi}) \right)^2 \times (S_T^2 + b(T_{mi})^2 (S_{\sigma}^2 + S_a^2) + \left(\frac{db}{dT}(T_{mi}) \right)^2 S_T^2 (S_{\sigma}^2 + S_a^2))$$

$$r_{Lij} = \frac{M[\ln \tau_i \ln \tau_j] - M[\ln \tau_i] M[\ln \tau_j]}{\sqrt{D[\ln \tau_i] D[\ln \tau_j]}} = \frac{1}{S_{Li} S_{Lj}} \left[\left(\frac{da}{dT}(T_{mi}) + \sigma_{mi} \frac{db}{dT}(T_{mi}) \right) \times \left(\frac{da}{dT}(T_{mj}) + \sigma_{mj} \frac{db}{dT}(T_{mj}) \right) S_T^2 + b(T_{mi}) b(T_{mj}) (S_{\sigma}^2 + S_a^2) + \frac{db}{dT}(T_{mi}) \frac{db}{dT}(T_{mj}) S_T^2 (S_{\sigma}^2 + S_a^2) \right]$$

Для оценки повреждаемости используем гипотезу аддитивности повреждений в ее дискретном варианте

$$\Pi = \sum_{i=1}^k \frac{t_i}{\tau(T_i, \sigma_i, a_{\sigma})},$$

где

t_i – время действия i -й нагрузки.

Плотность распределения повреждаемости на i -м режиме в этом случае имеет вид

$$f(\Pi_i) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \Pi_i S_{Li}} \exp \left(- \frac{(\ln \Pi_i - m_{Li})^2}{2 S_{Li}^2} \right),$$

где

Π_i – повреждаемость на i -м режиме;

$$m_{Li} = \ln t_i - L_i,$$

что соответствует логнормальному закону распределения с параметрами, которые зависят от уровня напряжений и температур.

Для расчета накопленной повреждаемости за полет воспользуемся свойством безграничной делимости логнормального закона распределения. Параметры суммы логнормальных случайных величин можно приближенно определить через его моментные характеристики:

– моменты случайных повреждаемостей m_i , S_i^2 и r_{ij} :

$$\begin{aligned} m_i &= \exp(S_{Li}^2/2 + m_{Li}); S_i^2 = \\ &= \exp(S_{Li}^2 + 2m_{Li})(\exp(S_{Li}^2) - 1), \\ r_{ij} &= \frac{M[\Pi_i \Pi_j] - m_i m_j}{\sqrt{S_i^2 S_j^2}} = \\ &= \frac{\exp(r_{Lij} S_{Li} S_{Lj}) - 1}{\sqrt{\exp(S_{Li}^2) - 1} \sqrt{\exp(S_{Lj}^2) - 1}}, \end{aligned} \quad (15)$$

– ковариационный момент $M[\Pi_i \Pi_j]$:

$$\begin{aligned} M[\Pi_i \Pi_j] &= \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \exp(S_{Li} \Pi_{Li} + m_{Li}) \exp(S_{Lj} \Pi_{Lj} + m_{Lj}) \\ & f_2(\Pi_{Li}, \Pi_{Lj}) d\Pi_{Li}, \Pi_{Lj}, \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} f_2(\Pi_i, \Pi_j) &= \frac{1}{2\pi\sqrt{1 - r_{Lij}^2}} \times \\ & \exp\left(-\frac{\Pi_{Li}^2 - 2r_{Lij}\Pi_{Li}\Pi_{Lj} + \Pi_{Lj}^2}{2(1 - r_{Lij}^2)}\right); \end{aligned}$$

– совместная плотность распределения логарифмов поврежденности:

$$\Pi_{Li} = \ln \Pi_i,$$

$$\Pi_{Lj} = \ln \Pi_j.$$

Согласно теореме о сложении математических ожиданий и дисперсий их можно вычислить по формуле

$$m_S = \sum_{i=1}^k m_i, \quad S_S^2 = \sum_{i=1}^k S_i^2 + 2 \sum_{i < j} r_{ij} S_i S_j,$$

где

r_{ij} – коэффициент корреляции между повреждаемостями i -го и j -го режимов.

Преобразованием величин, обратных формулам (15), получаем параметры логнормального закона распределения повреждаемости за полет при статическом нагружении:

$$m_{LS} = \ln \left(\frac{m_S^2}{\sqrt{S_S^2 + m_S^2}} \right);$$

$$S_{LS}^2 = \ln \left(\frac{S_S^2}{m_S^2} + 1 \right).$$

Рассмотрим модель поврежденности в условиях малоциклового усталости.

В современных высоконагруженных авиационных двигателях детали роторов турбины и компрессора работают при нестационарных температурных режимах в упругопластической области деформирования материала, т.е. в условиях неизотермической малоциклового усталости, что обуславливает возникновение пластических деформаций и ползучести.

Разрушения от малоциклового усталости характерны для дисков, рабочих лопаток турбин, валов и других деталей роторов.

Неупругие деформации изменяют размеры деталей и влияют на сопротивление материала повторным нагрузкам.

Деформации ползучести влияют на перераспределение напряжений в деталях даже в случае незначительных пластических деформаций, поэтому их необходимо учитывать при расчете прочности деталей.

Наиболее распространенными в расчетной практике методами анализа пластичности и ползучести являются теории деформационного типа, а также теории пластического течения и упрочнения.

Малоцикловое неизотермическое нагружение деталей горячей части ГТД обусловлено многократными запусками и остановками, переходами с режима на режим внутри полетного цикла работы двигателя и сопровождается выдержками на различных режимах полета при постоянных напряжениях и температурах. При таких сложных программах нагружения оценить сопротивление материалов малоциклового усталости методом прямого эксперимента практически невозможно. Поэтому расчетные программы нагружения целесообразно приводить к более простым эквивалентным режимам циклического нагружения, для которых можно получить типовые экспериментальные характеристики малоциклового выносливости материалов. Пределом схематизации являются характеристики диаграммы изотермического деформирования.

Эксплуатационную программу изменения действующих напряжений $\sigma(t)$ перед приведением к эквивалентной необходимо разложить на малоцикловый $\sigma_m(t)$ и статический $\sigma_{ст}(t)$ компоненты. Циклические компоненты $\sigma_m(t)$ можно выделить методом полных циклов, "потока дождя" или другим методом, начиная с основного цикла, в

котором напряжение меняется от нуля до абсолютного максимума σ_{\max} , соответствующего максимальному режиму работы ГТД. Кроме основного цикла методом "потока дождя" выделяются элементарные циклы со своими минимальными и максимальными значениями (размахом и средним) напряжений в цикле.

Повреждения за каждый элементарный цикл определяются отдельно и суммируются. При этом общее повреждение за полет на основании гипотезы линейного суммирования повреждений определяется по формуле

$$P_{\text{ПМ}} = \frac{1}{N_p} + \sum_{i=1}^m \frac{1}{N_{pi}} = \frac{1}{N_p(T_{\max}, \sigma_m, \Delta \epsilon)} + \sum_{i=1}^m \frac{1}{N_{pi}(T, \sigma_m, \Delta \epsilon_i)},$$

где N_p, N_{pi} – числа циклов до разрушения основного и элементарных циклов;

m – число элементарных циклов в основном цикле блока.

Для простейшего случая нагружения детали циклическими случайными напряжениями σ_i , которые подчиняются одному закону распределения $F(\sigma)$, повреждаемость за один цикл нагружения детали, соответственно линейной гипотезе, можно найти по формуле

$$P = \frac{1}{N(\sigma, \alpha_\tau)},$$

где

σ – случайные нагрузки в полетном цикле:

$$M[\sigma] = \bar{\sigma}, \quad D[\sigma] = S_\sigma^2;$$

α_τ – центрированная случайная величина, которая характеризует рассеяние свойств материала $M[\alpha_\tau] = 0, \quad D[\alpha_\tau] = S_{\alpha_\tau}^2$;

$N(\cdot)$ – функция выносливости материала, которая позволяет найти число циклов до разрушения детали при постоянном циклическом напряжении σ .

Квазистатическое разрушение возникает в связи с накоплением в процессе малоциклового нагружения односторонних пластических деформаций, равных деформациям при однократном статическом нагружении.

Разрушение от усталости с возникновением трещин проходит вследствие накопления повреждений усталости.

Если эксплуатационные местные напряжения от силовых нагрузок в конструкции определены экспериментально или решением упругой или упругопластической задачи, то независимо от циклических свойств металлов разрушающие амплитуды напряжений σ_a^* для конструкций при заданном числе циклов до разрушения N по критерию усталостного разрушения (жесткого нагружения) определяется по формуле Мэнсона:

$$\sigma_a^* = \frac{E}{4 \cdot N^{m_p} + \frac{1+r^*}{1-r^*}} \ln \frac{100}{100-\Psi} + \frac{\sigma_{-1}}{1 + \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_B} \left(\frac{1+r}{1-r} \right)} \quad (16)$$

где

E – модуль упругости;

m_p – показатель степени – характеристика металла;

r^*, r – соответственно коэффициенты асимметрии цикла условной упругой и действующей нагрузок;

Ψ – относительное сужение площади поперечного сечения исследовательского образца;

σ_{-1} – предел выносливости при симметричном цикле нагружения (растяжение–сжатие);

σ_B – предел прочности.

Кривую усталости (16) можно выразить относительно числа циклов до разрушения в виде

$$N = \left(\frac{a_0}{\sigma_a^* - a_1} - a_2 \right)^{-1/m_p}, \quad (17)$$

где

$$a_0 = \frac{1}{4} E \ln \left(\frac{100}{100-\Psi} \right);$$

$$a_1 = \frac{\sigma_{-1}}{1 + \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_B} \left(\frac{1+r}{1-r} \right)};$$

$$a_2 = \frac{1}{4} \left(\frac{1+r^*}{1-r^*} \right).$$

Для вероятностного описания характеристик прочности рассмотренную детерминированную модель (17) следует дополнить параметрами α_τ , которые характеризуют вероятностные свойства материала.

В случае степенной зависимости математического ожидания числа циклов от напряжения (17) стохастические характеристики выносливости материалов могут быть описаны с помощью трех разных зависимостей:

$$N = \left(\frac{a_0}{\sigma_a^* + \alpha_\tau - a_1} - a_2 \right)^{-1/m_p}; \quad (18)$$

$$N = \left(\frac{a_0}{\sigma_a^* - a_1} - a_2 \right)^{-1/m_p} \cdot e^{\alpha_\tau}; \quad (19)$$

$$N = \left(\frac{a_0}{\sigma_a^* + \alpha_1 - a_1} - a_2 \right)^{-1/m_p} \cdot e^{\alpha_2}. \quad (20)$$

Введенный параметр α_τ является случайной величиной с нулевым математическим ожиданием $M[\alpha_\tau] = 0$ и дисперсией S_α^2 . В уравнении (18) он определяет равномерное рассеяние характеристик прочности вокруг логарифма напряжений $\ln(\sigma_a)$, в уравнении (19) – вокруг логарифма числа циклов $\ln(N)$. Модель характеристик прочности (20) включает две зависимые случайные величины в общем случае с разными дисперсиями $S_{\alpha_1}^2, S_{\alpha_2}^2$ и $M[\alpha_1] = M[\alpha_2] = 0$ и определяет рассеяние характеристик вокруг кривой выносливости. Общая схема нагружения детали показана на рис. 12.

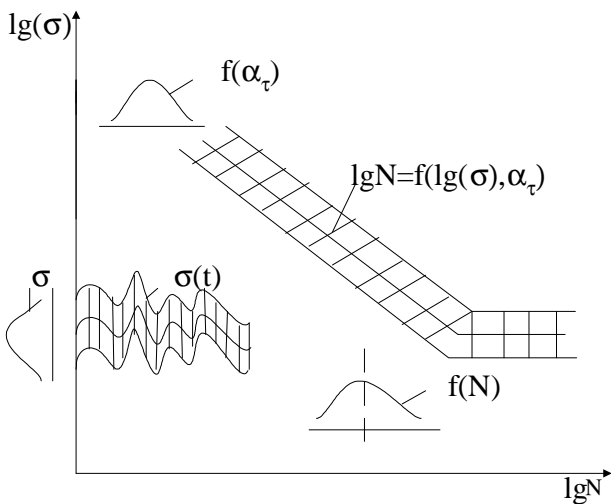


Рис. 12. Общая схема нагружения детали и вероятностные характеристики прочности

Кривая усталости $\sigma_a(N)$ для детали из материала 08X18H10T при симметричном цикле нагружения и вероятностной модели усталости $\sigma_{a1}(N, \alpha_\tau), \sigma_{a2}(N, \alpha_\tau)$, построенных по формулам (18), (19), показана на рис. 13.

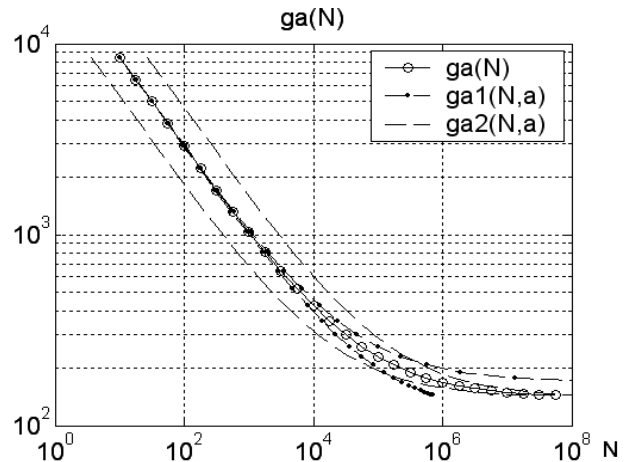


Рис. 13. Вероятностные модели характеристик выносливости стали 08X18H10T

Кривые $\sigma_{\alpha_1}(N)$ и $\sigma_{\alpha_2}(N)$ – соответствуют квантилям $\overline{\sigma_a(N)} \pm 3S_\alpha^2$.

Характеристики стали и параметры цикла нагрузки соответствуют заводским расчетам:

$$E = 205000 \text{ МПа};$$

$$\Psi = 42,5, \sigma_B = 491 \text{ МПа};$$

$$\sigma_{-1} = 0,4\sigma_B = 196 \text{ МПа};$$

$$r^* = r = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} = 0.$$

В более простом случае функцию $N(\cdot)$ для многих материалов можно описать степенными зависимостями

$$N = \begin{cases} C(\sigma + \alpha_\tau)^m, & \text{при } \sigma > \sigma_{-1} \\ \infty, & \text{при } \sigma \leq \sigma_{-1} \end{cases}, \quad (21)$$

или

$$\ln(N) = \begin{cases} C_1 + m \ln(\sigma + \alpha_\tau) & \text{при } \sigma \leq \sigma_{-1} \\ \infty, & \text{при } \sigma > \sigma_{-1} \end{cases}, \quad (22)$$

где $C_1 = \ln(C)$

$$N = \begin{cases} C \sigma^m e^{\alpha_\tau}, & \text{при } \sigma > \sigma_{-1} \\ \infty, & \text{при } \sigma \leq \sigma_{-1} \end{cases}, \quad (23)$$

$$N = \begin{cases} C(\sigma + \alpha_{\tau 1})^m e^{\alpha_{\tau 2}}, & \text{при } \sigma > \sigma_{-1} \\ \infty, & \text{при } \sigma \leq \sigma_{-1} \end{cases}. \quad (24)$$

В пределах погрешностей соответствующие модели (18)–(24) достаточно близки (рис. 14). Результаты расчетов показаны на рис. 15.

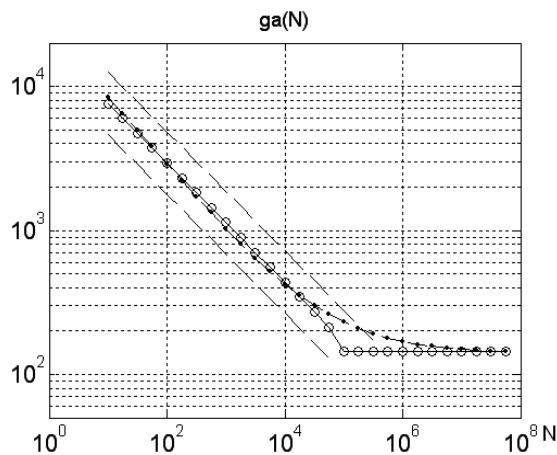


Рис. 14. Общая и линейная модели усталостной выносливости стали 08X18N10T

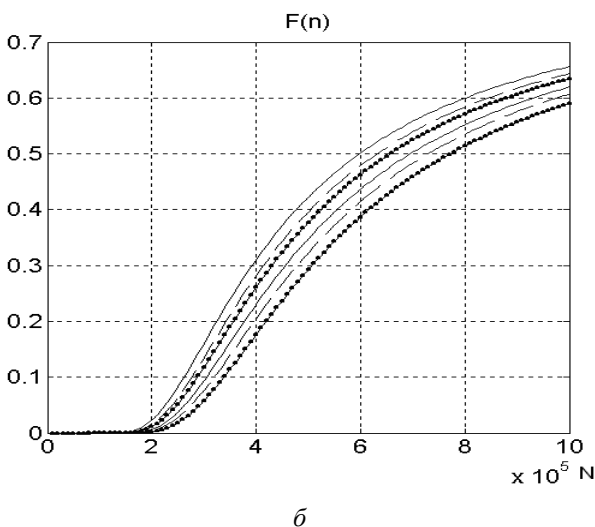
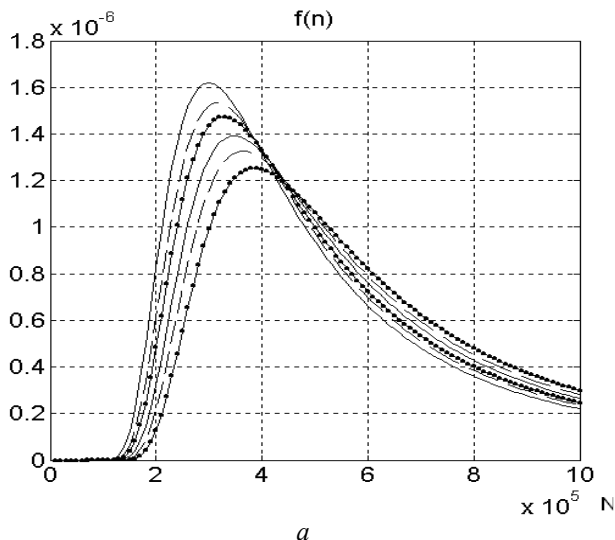


Рис. 15. Плотности (а) и функции (б) распределения числа циклов до разрушения детали

Определение вероятностных характеристик коэффициентов запаса прочности и выработки ресурса деталей газотурбинных двигателей

Наиболее выгодной формой использования авиационных конструкций является эксплуатация по фактическому состоянию.

Ресурс по состоянию позволяет наиболее полно использовать заложенные в конструкцию запасы работоспособности элементов и будет обеспечивать благодаря этому наибольший экономический эффект при сохранении высокой безотказности двигателей в эксплуатации.

При любом способе установления ресурса (фиксированном, дифференциальном) первоначальной основой для оценки допустимой наработки являются расчетные запасы прочности наиболее ответственных конструктивных элементов (КЭ) двигателя, к которым, в первую очередь, относятся рабочие лопатки и диски вентилятора, компрессора и турбины, валы роторов. Расчет выработки и мониторинга ресурса и других характеристик прочностной надежности выполняется на основе оценки характеристик нагруженности КЭ на всех режимах эксплуатационного цикла работы ГТД и при использовании стандартных характеристик прочности конструкционных материалов (длительной прочности, многоциклового и малоциклового усталости) через характеристики соответствующей накопленной повреждаемости.

Для сравнительной оценки конструкционной прочности деталей ГТД используют детерминированные коэффициенты запаса прочности, определяющие их напряженность, деформативность, несущую способность и долговечность. Коэффициенты запаса k сравнивают с минимально допустимыми нормированными коэффициентами запаса k_{\min} и в случае выполнения неравенства $k > k_{\min}$ считают, что запас прочности по рассматриваемому параметру удовлетворяет нормам прочности.

Одним из основных критериев, используемых для оценки конструкционной прочности деталей ГТД, является коэффициент запаса прочности

$$k_{\sigma} = \frac{\sigma_{\text{пр}}}{\sigma_{\text{экв}}},$$

где

$\sigma_{\text{пр}}$ – предельное напряжение, характеризующее предельные свойства материала детали;

$\sigma_{\text{экв}}$ – эквивалентные действующие напряжения.

Оценка предельных и действующих напряжений производится в зависимости от условий работы деталей.

При статическом нагружении в качестве предельного напряжения $\sigma_{пр}$ принимают предел прочности σ_B , а в качестве эквивалентных действующих напряжений $\sigma_{экр}$ – максимальные растягивающие нагрузки σ_{max} .

В случае сложного напряженного состояния эквивалентные напряжения рассчитываются по одной из моделей прочности.

В эксплуатационных условиях при повышенных температурах и постоянных либо медленно меняющихся нагрузках, когда свойства материала непрерывно изменяются, в качестве предельных напряжений принимают предел длительной прочности $\sigma_{дл}$, а для переменных симметричных циклических нагрузок – предел выносливости σ_{-1} .

Выражения для коэффициентов запаса прочности в этом случае имеют вид:

$$k_{\sigma_{дл}} = \frac{\sigma_{дл}}{\sigma_{экр}},$$

$$k_{\sigma_{-1}} = \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_{экр}}.$$

Предел длительной прочности выбирается соответствующим рассматриваемому времени работы t и температуре T , предел выносливости – числу циклов N и температуре T .

При совместном действии повторно-статических и высокочастотных механических и термоциклических нагрузок или их попарных комбинаций коэффициенты запаса прочности выражаются несколько более сложными формулами. Эти коэффициенты лучше согласуются с экспериментом, однако их применение связано с необходимостью проведения специальных исследований.

Кроме коэффициентов запаса прочности по напряжению для оценки конструкционной прочности деталей ГТД используют коэффициент запаса долговечности:

$$k_{\tau} = \frac{\tau(\sigma_{экр})}{t}. \quad (25)$$

где $\tau(\cdot)$ – время до разрушения при напряжениях, равных эквивалентному $\sigma_{экр}$.

В инженерной практике коэффициенты запаса ответственных деталей ГТД устанавливают

на основе сопоставления расчетных и экспериментальных значений со значениями, полученными при эксплуатации.

Обычно регламентированные запасы при таких расчетах устанавливают применительно к лопаткам, предназначенным для работы в определенных условиях и изготовленных из данного материала.

В этом случае коэффициенты запаса прочности представляют собой своеобразные критерии подобия деталей и их можно устанавливать в зависимости от результатов испытаний деталей рассматриваемого типа.

В условиях эксплуатации коэффициенты запаса прочности и долговечности рассматриваются как динамические характеристики, которые изменяются в зависимости от наработки и предыстории нагружения.

Мониторинг этих характеристик прочности лучше всего исследовать через характеристики поврежденности деталей с помощью моделей линейного суммирования повреждений путем приведения параметров нагруженности к эквивалентному режиму.

Рассмотрим методику определения детерминированных коэффициентов $k_{\sigma_{дл}}$ и k_{τ} в условиях эксплуатации.

Каждый j -й режим работы двигателя характеризуется некоторыми уровнями действующих в конструктивном элементе напряжений σ_j и температур T_j .

Степень длительных статических повреждений КЭ на j -м режиме в соответствии с гипотезой линейного суммирования повреждений равна относительной продолжительности работы на этом режиме:

$$П_j = \frac{t_j}{\tau(\sigma_j, T_j)}, \quad (26)$$

где

$П_j$ - поврежденность на режиме;

t_j – длительность режима.

Для эквивалентного режима с параметрами $t_{эj}, \sigma_э, T_э$ поврежденность $П_{эj}$ можно найти по аналогичной формуле

$$П_{эj} = \frac{t_{эj}}{\tau(\sigma_э, T_э)}. \quad (27)$$

Согласно условию эквивалентности $\Pi_j = \Pi_{\sigma_j}$ эквивалентный режим должен вносить те же повреждения, что и действующий.

Поэтому длительность эквивалентного режима можно определить из соотношения

$$t_{\sigma_j} = \frac{t_j \tau(\sigma_{\sigma}, T_{\sigma})}{\tau(\sigma_j, T_j)}. \quad (28)$$

Суммарную длительность эквивалентного режима для некоторого i -го полета находят из выражения

$$t_{\sigma_i} = \sum_{j=1}^{m_i} t_{\sigma_j}, \quad (29)$$

где

m_i – число участков нагружения в i -м полете.

Для n полетов накопленная длительность эквивалентного режима выразится суммой

$$t_{\sigma} = \sum_{i=1}^n t_{\sigma_i}. \quad (30)$$

В качестве эквивалентного режима обычно выбирается один из наиболее тяжелых режимов работы детали. Для лопаток турбин это максимальный режим работы двигателя.

Имея величину эквивалентного времени t_{σ} для соответствующей температуры T_{σ} можно, по уравнению семейства кривых длительной прочности материала КЭ $\tau(\sigma_{\sigma}, T_{\sigma})$, найти эквивалентный предел длительной прочности $\sigma_{\text{эп}}(T_{\sigma}, t_{\sigma})$ и определить накопленный эквивалентный коэффициент запаса длительной прочности по формуле

$$k_{\sigma} = \frac{\sigma_{\text{эп}}(T_{\sigma}, t_{\sigma})}{\sigma_{\sigma}}. \quad (31)$$

Для получения удобной с вычислительной точки зрения формулы для k_{σ} необходимо, чтобы уравнение для семейства кривых прочности можно было в явном виде решить относительно величин напряжения и долговечности. В противном случае эквивалентный предел длительной прочности рассчитывается итерационным путем.

Возможностью прямого расчета обладают экспоненциальное и степенное уравнение, для которых и рассмотрим методику определения детерминированных коэффициентов запаса длительной прочности.

В случае, если характеристики длительной прочности материала описаны экспоненциальным выражением

$$\lg \tau = A(T) + B(T)\sigma, \quad (32)$$

коэффициент запаса прочности согласно формулы (31) имеет вид

$$k_{\sigma} = \frac{\lg t_{\sigma} - A(T_{\sigma})}{B(T_{\sigma})\sigma_{\sigma}}, \quad (33)$$

где

$A(T), B(T)$ – функции температуры.

Учитывая соотношения (26)–(33), коэффициент запаса прочности можно выразить через накопленную повреждаемость детали Π_n за n полетов

$$k_{\sigma} = \frac{\lg \sum_{i=2}^n \sum_{j=1}^{m_i} \frac{\tau(\sigma_{\sigma}, T_{\sigma})}{\tau(\sigma_j, T_j)} t_j - A(T_{\sigma})}{B(T_{\sigma})\sigma_{\sigma}} = 1 + \frac{\ln \Pi_n}{\eta}, \quad (34)$$

где

$$\Pi_n = \sum_{i=1}^n \Pi_i = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m_i} \Pi_{ij}, \quad (35)$$

$$\eta = \ln(10)B(T_{\sigma})\sigma_{\sigma}.$$

При использовании характеристик прочности вида

$$\lg \tau = A(T) + B(T)\lg \sigma, \quad (\text{или } \tau = C(T)\sigma^{B(T)}),$$

где

$$CT = 10^{A(T)},$$

зависимость коэффициента запаса прочности k'_{σ} от накопленной повреждаемости выразится формулой

$$k'_{\sigma} = \frac{1}{\sigma_{\sigma}} \left(\frac{1}{C(T_{\sigma})} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m_i} \frac{\tau(\sigma_{\sigma}, T_{\sigma})}{\tau(\sigma_j, T_j)} t_j \right)^{\frac{1}{B(T_{\sigma})}} = \Pi_n^{\frac{1}{\vartheta}}, \quad (36)$$

где

$$\vartheta = B(T_{\sigma}).$$

Используя выражения (25), (26), (35), можно найти эквивалентный запас долговечности, который определяется как величина, обратная накопленной повреждаемости:

$$k_D = \frac{1}{\Pi_n}. \quad (37)$$

Учитывая соотношения (34), (36), (37) при равенстве накопленных повреждений, можно также установить зависимости между минимальными нормированными коэффициентами запаса долговечности $k_{D\min}$ и прочности $k_{\sigma\min}$ или $k'_{\sigma\min}$:

$$k_{\sigma\min} = 1 - \frac{\ln k_{D\min}}{\eta}, \quad (38)$$

$$k'_{\sigma\min} = (k_{D\min})^{-1/\vartheta}. \quad (39)$$

Соотношения (38) и (39) нормируют, приводят к одному критерию значения предельных коэффициентов запаса прочности по напряжениям или долговечности для различных видов описаний характеристик прочности.

Для исследования количественных закономерностей процесса исчерпания длительной прочности материала детали во времени в эксплуатационной практике часто используют коэффициент выработки ресурса, который обычно принимают пропорциональным эквивалентной наработке детали или числу полетных циклов n :

$$k_B = \frac{n}{n_{\Pi}} 100\% ,$$

где

n_{Π} – предельное число полетных циклов до полной выработки ресурса.

Если использовать в качестве критерия прочности величину k_D , коэффициент выработки ресурса будет пропорциональным накопленной повреждаемости:

$$k_{BD} = \frac{k_{D\min}}{k_D} 100\% = k_{D\min} \Pi_n 100\% .$$

При этом для предельного числа циклов до полной выработки ресурса можно записать:

$$n_{\Pi 0} = \frac{n}{k_{BD}} 100\% = \frac{n \cdot k_D}{k_{D\min}} = \frac{n}{k_{D\min} \Pi_n} .$$

Выводы

Разработаны и обобщены модели и методы расчетной оценки поврежденности, остаточной долговечности и выработки ресурса деталей планера и авиационных двигателей по критериям длительной прочности, малоцикловой и многоцикловой усталости, в том числе и для элементов с трещинами при одноосном, многоосном и многокомпонентном нагружении в детерминированном и вероятностном вариантах при воздействии постоянных нагрузок и спектров нагружения.

Предложенные модели можно использовать при оценке вероятности возможных типов разрушений, выборе оптимальных конструктивных и технологических мероприятий, позволяющих повысить несущую способность конкретной детали, что, как правило, является результатом анализа и компромисса между особенностями различных видов нагружения, тяжестью их последствий и величиной технически и экономически обоснованного ресурса.

Литература

1. Кулик Н.С. Энциклопедия безопасности авиации / Н.С. Кулик, В.П. Харченко, М.Г. Луцкой и др.; под ред. Н.С. Кулика. – К.: Техніка, 2008. – 1000 с.
2. Кулик Н.С. Сравнительный анализ поврежденности и остаточной долговечности элементов конструкции с различными дефектами типа трещин при действии спектра нагрузок / Н.С. Кулик, А.Г. Кучер, В.Е. Мильцов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 10(67). – С. 156–166.
3. *Standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures* // J.B. de Jonge, D. Schutz, H. Lowak, J. Schijve // LBF Bericht FB. – 106, NLR TR 73029 U. – Maroh, 1973. – 52 p.

Стаття надійшла до редакції 07.10.09.

УДК 629. 735. 33.018.7.015.3

О.Л. Лемко, д. т. н., с.н.с.
Н.В. Силка, консультант

ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ Й АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГВИНТОКІЛЬЦЕВОГО РУШІЯ

Наведено деякі результати досліджень з розроблення гвинтокільцевого рушія для використання в силовій установці літального апарата типу «конвертоплан». Показано, що найбільш прийнятним варіантом щодо забезпечення заданої тяги є варіант гвинтокільцевого рушія з шестилопатевою шаблеподібним гвинтом і профілем гвинта Clark-Y.

The some results of ring-belt airscrew propulsion development for a power plant of “convertiplane”-type air vehicle are described in this paper. It is shown, that the ring-belt airscrew propulsion with six-blade saber-shape airscrew is the most reasonable version in view of providing the predefined thrust .end profile Clark-Y.

гвинт, гвинтокільцевий рушій, конвертоплан, літальний апарат, лопать, тяга, швидкість

Вступ

На легких і середніх літальних апаратах (ЛА), у тому числі й конвертопланах, використовують здебільшого поршневі й газотурбінні двигуни із рушійними установками, що являють собою різні типи повітряних гвинтів.

Застосування профільованого кільця дозволяє в деяких випадках значно поліпшити тягові характеристики й зменшити втрати потужності гвинтомоторної установки порівняно з ізолюваним повітряним гвинтом (рис. 1) [1].

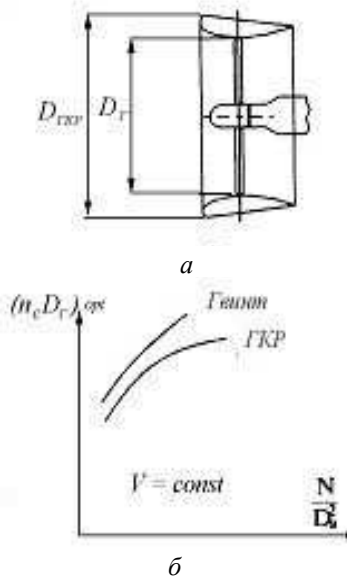


Рис. 1. Гвинтокільцевий рушій (а) і його характеристики (б)

Виграш у тязі від використання гвинтокільцевого рушія (ГКР) залежить від питомого навантаження гвинта потужністю $\frac{N}{D_{\text{г}}^2}$ (рис. 1, б) та швидкості польоту V . Чим більше навантаження повітряного гвинта потужністю, тим вищий приріст тяги від застосування кільця.

Якщо діаметри гвинта в кільці й ізолюваному гвинті однакові ($D_{\text{г.з}} = D_{\text{г.ГКР}}$), приріст тяги за малих швидкостей і великих значень $\frac{N}{D_{\text{г}}^2}$ досягає

120 % [1].

Однак зі збільшенням швидкості приріст тяги від кільця знижується до нуля, і з подальшим зростанням швидкості застосування ГКР стає недоцільним.

Кільце може відігравати роль оперення в аеродинамічній схемі ЛА, бути конструктивним елементом, за яким монтується аеродинамічні рулі, розташовані відразу за площиною гвинта, або на деякому оптимальному віддаленні від площини гвинта, у прискореному повітряному потоці, що значно підвищує ефективність рулів [1; 2].

Постановка завдання

Для перевірки правильності аеродинамічного проектування варіантів ГКР, а також їх тягових характеристик та характеристик потужності, необхідно на розрахунковому режимі провести серію числових експериментів за допомогою пакета CFD-моделювання течії газу в проточних частинах лопатевих машин.

Пакет FlowER дозволяє розв'язувати систему тривимірних рівнянь газової динаміки Нав'є–Стокса, осереднених за критерієм Фавра–Рейнольдса з різними моделями турбулентної в'язкості.

Модель течії стислого газу, реалізована в пакеті FlowER, пройшла апробацію всіх рівнів з великою кількістю розрахунків модельних і реальних конструкцій, виконаних як авторами пакета, так і іншими користувачами цього пакета [3].

У розрахунках використовувалася ENO різницева схема з характеристичними похідними й індивідуальним кроком за часом.

Як модель турбулентної в'язкості використовувалася $k-\omega$ модель (SST) Ментера [3].

Розрахункова сітка (рис. 2) складалася з 180 000 осередків на один міжлопатевий канал і відповідно 360 000 осередків на два міжлопатеві канали (лопаті гвинта й стояки), що забезпечує достатню точність виконаних розрахунків.

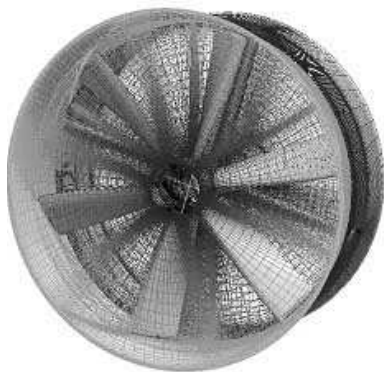


Рис. 2. Просторова розрахункова сітка

Розрахунки виконувалися для двох міжлопатевих каналів з урахуванням умови періодичності в коловому напрямку.

Розроблення аеродинамічної моделі

Для виконання всіх розрахунків були використані граничні умови, що відповідають розрахунковому (злітному) режиму роботи ГКР:

1) умови на вході:

- повний тиск $P = 101\,310,0$ Па;
- температура $T = 273$ К;
- товщина прилежого шару в корені лопаті та на периферії $\delta_{nc} = 0,001$ м;
- меридіональний кут потоку $\beta = 0^\circ$;
- тангенціальний кут потоку $\alpha = 0^\circ$;
- кутова швидкість обертання гвинта змінювалася в діапазоні $n_c = 66,7 \dots 75 \dots 75,61$ /с;

2) умови на виході: статичний тиск $P = 101\,300$ Па.

Тяга гвинтокольцевого рушія визначалася за відомими за розрахунками значеннями середньовитратної абсолютної швидкості на виході V_2 і витратою повітря G_T з виразу:

$$P = G_T (V_2 \cos \beta - V_0),$$

де

β – осереднений за витратою повітря абсолютний тангенціальний кут виходу потоку;

V_0 – розрахункова швидкість польоту.

Потрібну потужність двигуна визначали за відомим з розрахунків значенням сумарного колового моменту на лопаті гвинта $M_{k,\Sigma}$ з виразу:

$$N_{\text{потр}} = M_{k,\Sigma} \omega k / 750,$$

де

ω – кутова швидкість обертання гвинта;

k – кількість лопатей гвинта.

Розрахункову модель проточної частини ГКР показано на рис. 3.

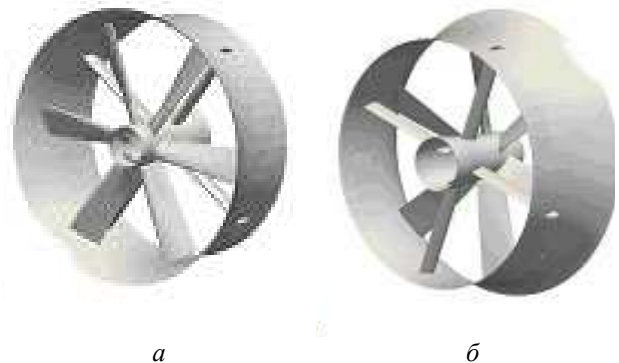


Рис. 3. 3D-модель розрахункової ділянки проточної частини ГКР ($k = 6$):

a – вид спереду;

б – вид ззаду

У процесі розрахунків розглядалися варіанти ГКР, які наведено в таблиці.

Досліджені варіанти ГКР

Номер варіанта	Гвинт/стояк	$V_0, \text{м/с}$	$P_{\text{max}}, \text{кг/с}$	$N_{\text{потр}}, \text{к.с}$
1	6/4	64,7	661	387
2		62,1	611	333
3	8/4	54,4	476	245
4		55,5	500	246
5		56,6	517	274
6	8/6	70,6	675	449
7		63,6	506	373
8		70,0	390	361

З аналізу розрахункових досліджень можна зробити висновок, що найбільш прийнятним варіантом з погляду забезпечення заданої тяги ГКР є варіант 2 із шістьма лопатями.

Як альтернативні варіанти гвинта можуть бути розглянуті також варіант 1 із шістьма лопатями та варіант 5 з вісьмома лопатями.

Варіанти 3, 4, 5 не забезпечують заданої тяги ГКР, а варіанти 7, 8 неприйнятні через відривне обтікання втулкових перетинів лопатей гвинта.

Аналіз результатів числових досліджень

Розглянемо особливості течії повітря в проточній частині ГКР (кількість лопатей $k = 6$), геометрію проточної частини якого показано на рис. 3. Візуалізацію ліній струму в проточній частині ГКР показано на рис. 4.

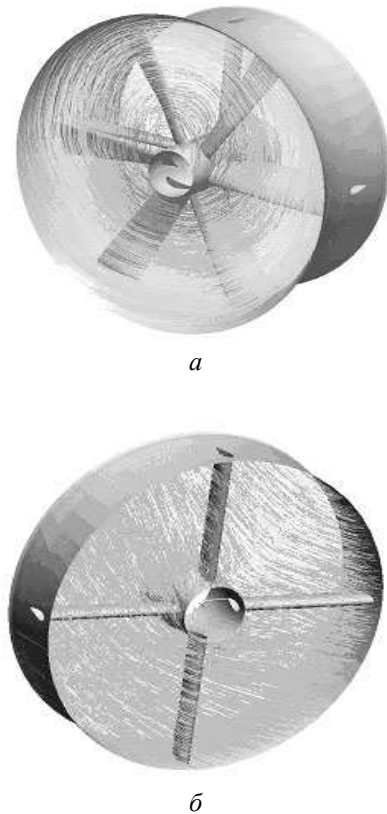


Рис. 4. Поле ліній струму в розрахунковій ділянці проточної частини ГКР:

a – вид спереду;
б – вид ззаду

У розглянутому варіанті ГКР течія повітря безвідривна майже по всій висоті лопатей гвинта.

Абсолютна швидкість зростає від втулки до периферії й досягає на кінцях лопатей 240 м/с, що задовольняє умови забезпечення допустимого рівня шуму й низького рівня кінцевих втрат під час роботи гвинта. Результати розрахункових досліджень показали, що найбільш проблематичною ділянкою обтікання гвинта є втулкова ділянка.

Це зумовлено великою відносною товщиною профілів кореневих перетинів лопатей гвинта, що призводить до великого ступеня дифузорності міжлопатевого каналу в цих перетинах. У цьому випадку відрив потоку може розвиватися як зі спинки лопаті за додатних кутів атаки, так і з нижньої поверхні за порівняно невеликих

від'ємних кутів атаки й охоплювати до 20...30 % висоти лопатей. Цей ефект підсилюється зі збільшенням кількості лопатей гвинта.

У розглянутому варіанті ГКР за рахунок відкоригованих кутів установки втулкових перетинів удалося уникнути відриву потоку у втулкових перетинах лопатей гвинта (рис. 5).

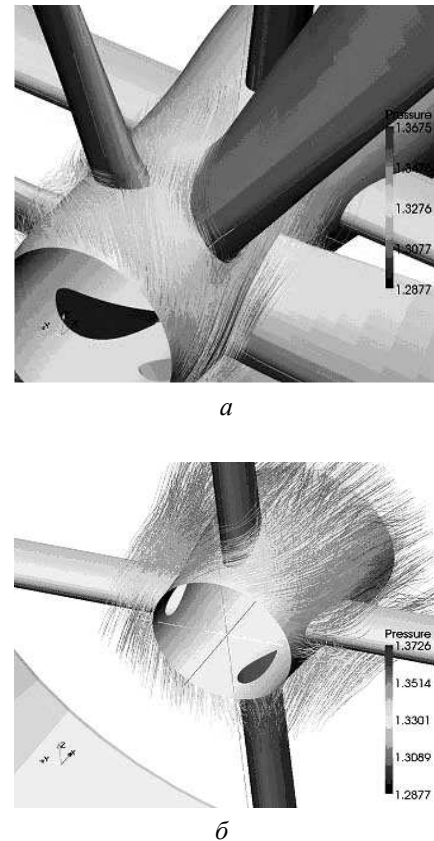


Рис 5. Лінії струму у втулкових перетинах:

a – лопать ГКР (ротор);
б – стояк ГКР (статор)

Середні й кінцеві перетини лопатей обтікаються безвідривно за невеликих додатних кутів атаки, що забезпечує високі тягові характеристики гвинта.

Розрахункові залежності для ГКР із шістьма лопатями для різних гвинтових профілів показано на рис. 6.

Як розрахунковий режим для всіх варіантів був обраний режим максимальної тяги на зльоті літака вертикального зльоту й посадки, що відповідає швидкості вертикального зльоту $V \approx (0,03...0,05)V_{\max}$. Тяга на розрахунковому режимі для всіх трьох варіантів обраних гвинтових профілів перевищує значення 600 кг. Максимальну тягу на злітному режимі має гвинт із профілем RAF-6 [4].

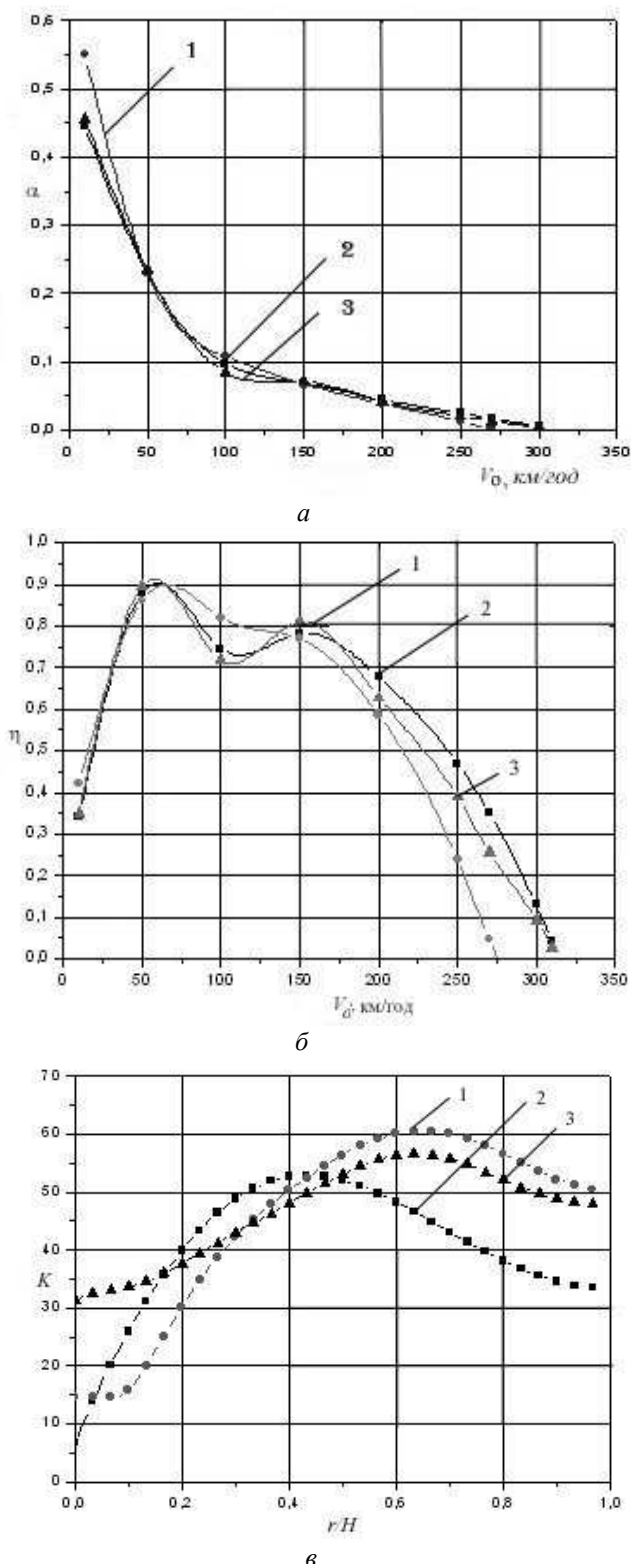


Рис. 6. Залежність коефіцієнта тяги гвинта α (а), ККД гвинта (б), аеродинамічної якості гвинта (в) від швидкості польоту для ГКР:

- 1 – профіль RAF-6;
- 2 – профіль BC-2;
- 3 – профіль Clark-Y

Порівняння гвинтів, виконаних з використанням профілів BP-2 і Clark-Y, показує, що ці гвинти мають приблизно однакові тягові характеристики за швидкістю польоту. Однак гвинт з профілем Clark-Y вироджується за дещо більшої високої швидкості польоту (приблизно 300 км/год).

Гвинт з аеродинамічним профілем RAF-6 є високонавантаженим і вироджується за більш низьких швидкостей польоту (приблизно 270 км/год). Використовувати профіль RAF-6, незважаючи на його високі аеродинамічні характеристики, недоцільно з таких причин. Оскільки профіль RAF-6 односторонньо опуклий, то за обтікання з від'ємними кутами атаки й зміни кроку гвинта можуть виявлятися від-ривні режими обтікання (відрив з нижньої по-верхні).

Крім того, гвинт, виконаний з використанням профілю RAF-6, маючи вищі значення коефіцієнта тяги α на злітному режимі (рис. 6, а), має менші значення коефіцієнта корисної дії (ККД), η за більших швидкостей польоту (рис. 6, б) і більше підходить для гвинтів фіксованого кроку. Виходячи з аналізу розрахункових характеристик, можна зробити висновок, що більш прийнятним є гвинт, спроектований з використанням профілю Clark-Y з ряду причин.

По-перше, вироджуючись за більш високої швидкості польоту, такий гвинт потребує найменшого із всіх трьох варіантів зміни кроку гвинта. По-друге, аеродинамічна якість гвинта із профілем Clark-Y істотно більша, ніж в інших розглянутих профілів.

Знижувати частоту обертання гвинта з умови потужності двигуна потрібно тільки якщо швидкість $V_0 > 250$ км/год.

Оскільки розрахунки були виконані без урахування характеристик двигуна, тобто за умови $N_{дв} = N_{max} = const$, і з огляду на те, що потужність газотурбінного двигуна зростає зі збільшенням швидкості польоту, можна очікувати, що фактично виродження гвинта відбудеться за більшого значення швидкості польоту (приблизно 350...360 км/год). Для гвинта, спроектованого з використанням профілю Clark-Y, аеродинамічна якість k менше ніж для профілів BP-2 і RAF-6, змінюється по радіусу лопаті (рис. 6, в).

Отже, такий гвинт має досить високі значення якості у втулкових і кінцевих перетинах. Очевидно, саме тому цей варіант ГКР має вищі значення ККД за швидкостей польоту $V_o > 150$ км/год. Оскільки відносна швидкість на кінцях лопатей $W_k = 208$ м/с для зниження кінцевих втрат і рівня шуму, запропоновано виконати лопаті гвинта з невеликою шаблеподібністю на кінцях (рис. 7).

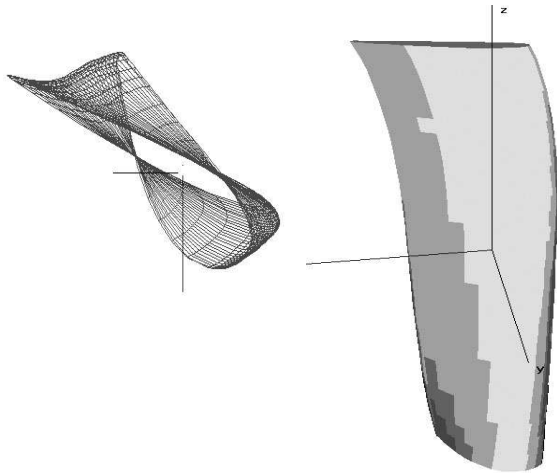


Рис. 7. Лопать гвинта помірної шаблеподібності

Висновки

1. Найбільш прийнятний з погляду забезпечення заданої тяги ГКР варіант 2, що має гвинт із шістьма лопатями.
2. Як альтернативні варіанти гвинта можуть бути розглянуті також варіанти 1 і 5.

3. Варіанти 3, 4, 5 не забезпечують заданої тяги ГКР, а варіанти 7, 8 неприйнятні ще й через відривне обтікання втулкових перетинів лопатей гвинта.

4. Максимальну тягу на злітному режимі має гвинт із профілем RAF-6.

5. Порівняння гвинтів, виконаних з використанням профілів ВР-2 і Clark-Y, показує, що ці гвинти мають приблизно однакові тягові характеристики за швидкістю польоту. Однак гвинт із профілем Clark-Y вироджується за дещо більшої швидкості польоту (приблизно 300 км/год).

Література

1. *Авиация* общего назначения: Руководство для конструкторов / под ред. В.Г. Микеладзе. – М.: ЦАГИ, 1996. – 298 с.
2. *Лемко О.Л.* Дослідження характеристик малогабаритних гвинтокільцевих рушіїв для безпілотних літальних апаратів «літаюче крило» / О.Л. Лемко // 36. наук. пр. НЦ ВПС ЗС України. – К.: НЦ ВПС. – 2003. – № 6. – С. 85–91.
3. *Русанов А.В.* Математическое моделирование нестационарных газодинамических процессов в проточных частях турбомашин: моногр. / А.В. Русанов, С.В. Ершов. – Харьков: ШПМаш НАН Украины, 2008. – 275 с.
4. *Ушаков Б.А.* Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев / Б.А. Ушаков, П.П. Красильщиков, А.К. Волков. – М.: БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940. – 339 с.

Стаття надійшла до редакції 23.04.09.

УДК 621.891(045)

А.Г. Довгаль, асист.
В.В. Щепетов, д.т.н., проф.
В.Д. Гулевець, к.т.н., доц.

ДЕТОНАЦІЙНІ ЗНОСОСТІЙКІ ПОКРИТТЯ З ЛЕГОВАНИХ ПОРОШКІВ НА ОСНОВІ Cr-Si

Детонаційно-газовим методом отримано покриття з композиційного матеріалу Cr-Si-B на сталі. Вивчено склад, структуру та триботехнічні властивості покриттів порівняно з традиційними матеріалами на основі Ni-Cr і сплаву ВК.

Coatings from composition material Cr-Si-B on steel by detonation spraying method are obtained. Composition, structure and tribotechnical characteristics of coatings in comparison with traditional materials on the basis of Ni-Cr and alloy of tungsten and cobalt are investigated.

детонаційний метод, композиційний матеріал, покриття, триботехніка

Постановка проблеми

Для підвищення працездатності поверхонь тертя деталей машин, технологічного обладнання та інструменту нині широко використовують різні покриття. Застосування детонаційних покриттів – один з ефективних методів підвищення зносостійкості рухомих спряжень машин.

Для нанесення зносостійких газотермічних покриттів на конструкційні сплави традиційно використовують порошки металічних сплавів на основі Ni-Cr з різними добавками металів (Co, Mo, Y), неметалів (B, Si) і тугоплавких сполук (карбіди, бориди, оксиди алюмінію), а також порошки твердих вольфрамових сплавів марки ВК.

Покриття на основі металічних сплавів характеризуються відносно низькою зносостійкістю з високою стійкістю до окиснення (до 1100 °C), тоді як покриття з вольфрамових сплавів мають високу зносостійкість з низьким опором високо-температурній корозії (до 500–600 °C) [1]. У зв'язку з тенденцією до підвищення температур експлуатації, особливо в умовах знакозмінних навантажень і агресивних середовищ, вимоги до захисних покриттів зростають і приводять до необхідності створення зносостійких покриттів, для яких першочергового значення набуває висока поверхнева твердість в поєднанні з пружними властивостями матеріалу.

Розробляючи матеріали для детонаційно-газового напилювання слід враховувати техніко-економічні обмеження, обумовлені вимогами виробництва, зокрема витрату дефіцитних і дорогих компонентів. З тугоплавких сполук найбільш перспективні боридні, карбідні та нітридні сполуки титану та хрому [2; 3; 4].

Хром завдяки високій температурі плавлення, жаро- і корозійній стійкості часто служить основою створення конструкційних матеріалів. Він належить до металів, які важко деформуються, тому виготовлення виробів потрібної форми з нього є складною науково-технічною проблемою. Водночас завдяки високому рівню твердості, міцності зчеплення, низькому коефіцієнту тертя та корозійній стійкості хромові покриття широко застосовуються у промисловості [5].

Мета роботи – розроблення складу та отримання порошків системи Cr-Si-B і застосування їх для нанесення детонаційних покриттів з покращеними властивостями для захисту деталей машин, які працюють в умовах тертя.

Методика досліджень

Для напилювання використовували композиційні порошки системи Cr-Si-B, отримані методом механічного легування.

Детонаційні покриття напилювали на робочі поверхні зразків зі сталі 45 (після загартування і відпущення; структура – сорбіт-тростит) на модернізованій автоматичній установці «Днепр-3», товщина покриття становила 0,11–0,20 мм.

Під час вивчення детонаційних покриттів з композиційних порошкових матеріалів було реалізовано програму з дослідження триботехнічних властивостей від декількох факторів (швидкість, навантаження, температура).

Склад і структуру покриття досліджували на електронному мікроскопі «Camscan», мікротвердість вимірювали на мікротвердомірі ПМТ-3 за навантаження 0,5 Н.

Триботехнічні дослідження зразків з покриттями системи Cr-Si-B проводили за торцевою схемою в умовах, коли на машині тертя УТМ-2 не було мастил.

Результати досліджень

Характеристики металічних фаз напиленого шару, а також отримання вторинних структур з певними властивостями суттєво залежать від хімічного складу вихідного матеріалу. Спочатку експериментально визначали оптимальний вміст кремнію в системі. Для цього на основу напилювали композиційний матеріал Cr-Si з різним процентним вмістом Si, після чого визначали мікротвердість отриманих покриттів (рис. 1).

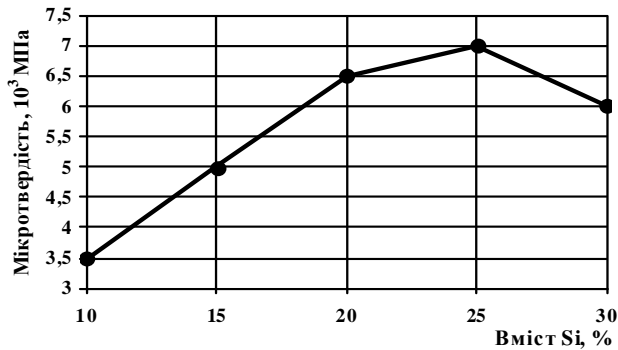


Рис. 1. Характер зміни мікротвердості залежно від вмісту Si

Найбільшу мікротвердість має детонаційне покриття системи Cr-Si з вмістом кремнію 25 %. Зважаючи цей вміст Si в системі сталим, визначали оптимальний вміст бору. Для цього наносили на сталю основу детонаційно-газовим методом композиційний порошок Cr-Si-B.

Найменші значення інтенсивності зношування мають за таких умов випробувань покриття, отримані з композиційного матеріалу, що містить 12 % бору (рис. 2). Ці ж покриття мають найбільшу мікротвердість – 7–8 ГПа.

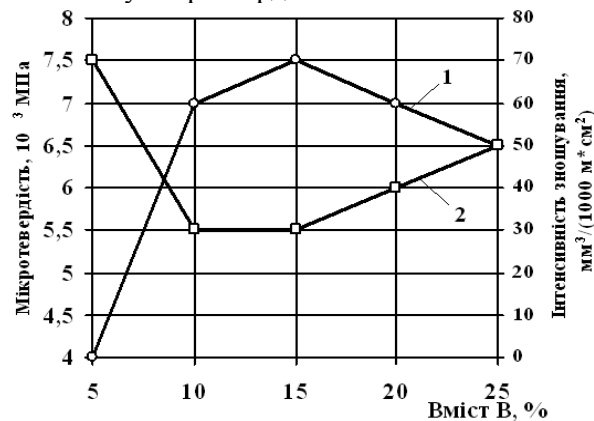


Рис. 2. Залежність мікротвердості (1) та інтенсивності зношування (2) покриття від вмісту бору

Введення бору до складу композиційного порошку значно покращує фізико-механічні властивості покриттів: стійкість до руйнування,

міцність зчеплення з основою та мікротвердість. Це пояснюється формуванням під час нанесення покриттів тугоплавких боридних фаз типу CrB, Cr₂B, Cr₃B₄, CrB₂. Взаємодія хрому та кремнію зумовлює до утворення твердих зносостійких силіцидів хрому CrSi, Cr₂Si₃, CrSi₂. Рентгеноструктурний аналіз виявив також наявність твердих розчинів бору у хромі та кремнії і твердий розчин кремнію у хромі.

Отже, бориди і силіциди, що являють собою дисперсні частинки, перешкоджають процесам пластичної деформації. Вони частково розчиняються у хромі і підвищують енергію зв'язку в атомах, що входять у твердий розчин. Все це сприяє підвищенню зносостійкості покриттів, навантажених тертям.

Під час вивчення зносостійкості композиційних детонаційних покриттів для порівняння у таких самих умовах і за аналогічними програмами досліджували зразки з детонаційними покриттями з порошку вольфрамового сплаву ВК-15 і на основі ніхрому, додатково легованого бором та алюмінієм.

Результати досліджень, що визначають функціональну залежність інтенсивності зношування від швидкості, показано на рис. 3.

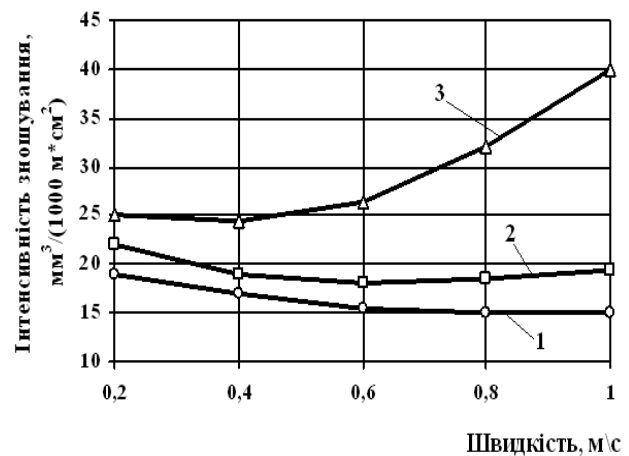


Рис. 3. Залежність інтенсивності зношування покриттів від швидкості:

- 1 – ВК-15;
- 2 – Cr-Si-B;
- 3 – Ni-Cr-Al-B

Випробовування проводили з навантаженням $P = 5,0$ МПа.

Найменші значення інтенсивності зношування характерні для детонаційних покриттів на основі Cr-Si-B і твердого сплаву ВК-15, для яких в усьому діапазоні швидкостей ковзання спостерігається режим нормального механохімічного зношування, що характеризується малими величинами зношування і низьким коефіцієнтом тертя.

При цьому збільшення швидкості суттєво не впливає на інтенсивність зношування покриття на основі Cr-Si-B. Поверхні тертя не зазнають значних пошкоджень, на них видно лише сліди направленої пластичної деформації без явних ознак схоплювання (рис. 4).

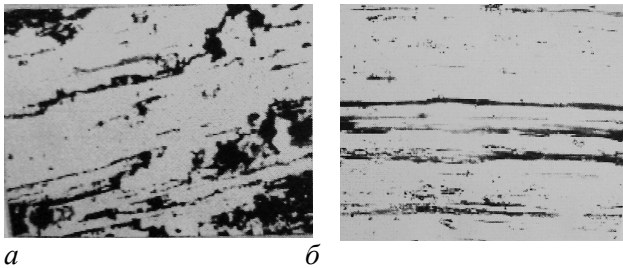


Рис. 4. Мікрофотографії поверхонь тертя покриттів на основі Cr-Si-B у парах тертя зі зразками зі сталі 45 за швидкості ковзання:

a – 0,6 м/с;

б – 6–10 м/с ($\times 320$)

Результати досліджень, що визначають залежність інтенсивності зношування від температури подано на рис. 5.

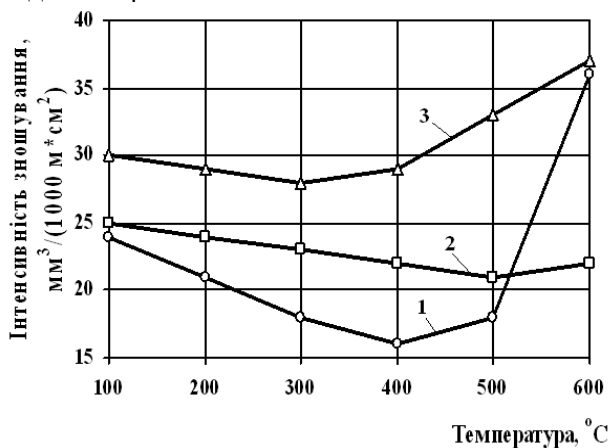


Рис. 5. Залежність інтенсивності зношування покриттів від температури:

1 – ВК-15;

2 – Cr-Si-B;

3 – Ni-Cr-Al-B

Дослідження проводили з постійним навантаженням $P = 0,5$ МПа і швидкості ковзання

$V = 0,5$ м/с.

Найменші значення інтенсивності зношування, як видно, мають за таких умов досліджень детонаційні покриття на основі Cr-Si-B, спостерігається стійкий процес механохімічного зношування. Збільшення температури майже не погіршує характеристики тертя і зношування, адже на поверхні відбувається інтенсивне утворення структур, що мають високі антифрикційні властивості.

Примусове нагрівання інтенсифікує процеси взаємодії поверхні тертя з киснем повітря, у результаті утворюються плівки вторинних структур. Природа їх утворення залежить від умов тертя, матеріалів пари і складу середовища у зоні контакту. Під час тертя в нормальних атмосферних умовах на поверхні утворюються тонкі плівки оксидів [5; 6].

Стабільність боридів менша, ніж оксидів. Продуктами окислення боридів є оксиди металу і борний ангідрид. Можна припустити, що оксидна плівка на робочих поверхнях складається зі шпінелі $Cr_2O_3 \cdot V_2O_5$ та оксидів Cr_2O_3 , SiO_2 . У цьому випадку оксиди зв'язуються борним ангідридом в аморфну плівку, що має високі зносостійкі властивості. Наявність V_2O_5 , як зазначалось, обумовлена тим, що вищі бориди хрому, взаємодіючи з киснем навколишнього середовища, розпадаються на оксид хрому і борний ангідрид, який за підвищених температур має малу в'язкість і дуже активно взаємодіє з іншими оксидами.

Підвищення температури випробувань майже не впливає на інтенсивність зношування покриття на основі Cr-Si-B, спостерігається стійкий процес механохімічного зношування.

У процесі випробувань ніхрому встановлено, що при нагріванні зразків більше ніж на 400 °C (теплові перевантаження) збільшують інтенсивність зношування, що обумовлює утворення у тонких поверхневих шарах точок схоплювання.

Для детонаційних покриттів з вольфрамового твердого сплаву ВК-15 за температури 540 °C і відбувається інтенсивне окиснення карбіду вольфраму і розм'якшення зв'язки, що обумовлює зниження триботехнічних властивостей покриттів.

Дослідження залежності інтенсивності зношування від навантажень проводили за швидкості $V = 0,5$ м/с (рис. 6).

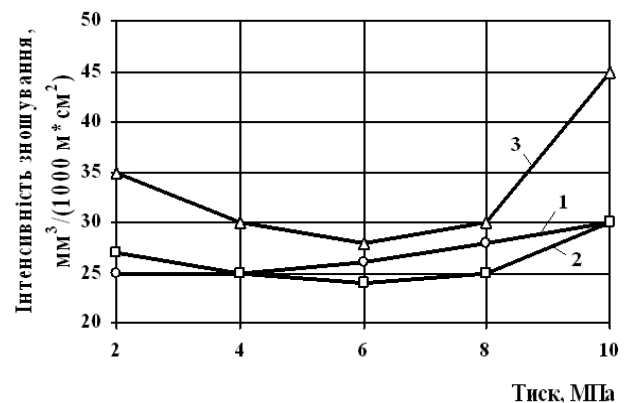


Рис. 6. Залежність інтенсивності зношування від навантаження:

1 – ВК-15;

2 – Cr-Si-B;

3 – Ni-Cr-Al-B

Аналіз експериментальних даних показав незначне збільшення зношування зі зростанням навантаження. Зростання питомого тиску обумовлює збільшення фактичної площі контакту, посилення молекулярної взаємодії поверхонь, інтенсивність зношування при цьому дещо зростає.

Так, інтенсивність зношування покриття з легovanого ніхрому зі збільшенням навантаження до 8 МПа майже не зростає. Збільшення навантаження суттєво не впливає на інтенсивність зношування детонаційних покриттів на основі композиційного матеріалу Cr-Si-B.

Така висока працездатність покриття обумовлюється протіканням в широкому діапазоні навантажень універсального явища структурної пристосованості під час тертя.

Поверхневий шар покриття внаслідок пластичної деформації під час тертя переходить у термодинамічно нерівноважний активований стан, з якого шляхом адсорбційно-дифузійної і хімічної взаємодії з навколишнім середовищем намагається перейти в пасивний стан. У результаті цієї взаємодії утворюються гетерофазні тонкоплівкові вторинні структури [7]. За даними рентгенофазного аналізу вони являють собою суцільну і щільну плівку складу SiO, Cr₂O₃ і борного ангідриду.

Утворення вторинних структур відбувається в певному діапазоні режимів тертя за наявності динамічної рівноваги процесів активації і пасивації. Якщо під впливом зовнішніх умов динамічна рівновага зсувається у бік збільшення енергії активації, то не утворюється досить міцного і зносостійкого шару вторинних структур, що захищають основний матеріал пари тертя від безпосередньої взаємодії, і процес тертя відбувається в умовах пошкоджень, тоді відбувається тужавлення.

Висновки

Дослідження детонаційних покриттів у повітряному середовищі без застосування мастил показали високі зносостійкі властивості композиційних безвольфрамних покриттів на основі композиційного матеріалу Cr-Si-B.

Зносостійкість детонаційних покриттів з легovanого ніхрому під дією високих температур обумовлена як характеристиками металічних фаз напиленого шару, так і властивостями оксидних плівок, які утворюються у процесі тертя. Ці оксидні плівки активно перешкоджають процесам контактного тужавлення, при цьому виключають вплив тертя на основний матеріал покриття, чим визначають високі антифрикційні характеристики пари тертя.

Найбільш якісні і зносостійкі покриття формуються під час використання порошків з таким масовим вмістом компонентів: Cr – 60–65 %; Si – 20–25 %; B – 10–15 %.

Література

1. *Гамуля Г.Д.* Триботехнические свойства материалов, предназначенных для работы в экстремальных условиях / Г.Д. Гамуля, Е.Л. Островская, Т.П. Юно. – Порошковая металлургия. – 2001. – № 3/4. – С. 47–56.
2. *Уманский А.П.* Структура и свойства плазменных покрытий из композиционных порошковых сплавов системы (TiCrC) – (FeCr) / А.П. Уманский, В.П. Коновал. – Порошковая металлургия. – 2007. – № 3/4. – С. 37–45.
3. *Аренсбургер Д.С.* Покрытия, напыляемые высокоскоростным газотермическим методом / Д.С. Аренсбургер, С.М. Зимаков, П.А. Кулу. – Порошковая металлургия. – 2001. – № 3/4. – С. 38–47.
4. *Астахов Е.А.* Исследование процесса фазообразования при детонационном напылении композиционных порошковых системы FeTi-SiC / Е.А. Астахов, И.В. Миц. – Порошковая металлургия. – 2005. – №1/2. – С. 67–73.
5. *Игнатович С.Р.* Износостойкость керамических детонационных покрытий на основе тугоплавких соединений титана-хрома / С.Р. Игнатович, Е.П. Дворник. – Проблемы тертя та зношування // Наук.-техн. зб. – К.: НАУ, 2006. – Вип.46. – С. 170 – 175.
6. *Макаренко Г.Н.* Синтез, жаростойкость и оптические свойства силицида бора и материалов на его основе / Г.Н. Макаренко, В.Б. Федорус. – Порошковая металлургия. – 2007. – № 3/4. – С. 45–51.
7. *Машков Ю. А.* Трибология конструкционных материалов / Ю.А. Машков. – Омск: ОмГТУ, 2001. – 299 с.

Стаття надійшла до редакції 17.06.09.

УДК 620.178.16 (045)

А.М. Хімко, к.т.н., доц.
О.Є. Якобчук, ст. викл.
В.М. Бородій, ст. викл.
С.М. Задніпровська, асп.
Н.В. Холод, асп.

ОСОБЛИВОСТІ ЗНОШУВАННЯ ВУЗЛІВ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА ЛІТАКІВ, ЩО ПРАЦЮЮТЬ В УМОВАХ ДИНАМІЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ

Проведено випробування титанового сплаву ВТ-22 при динамічному навантаженні з циклічним ковзанням та динамічному навантаженні в умовах кочення з просковзуванням. Встановлено, що заклинювання ролика в каретці збільшує знос рейок механізації крила літаків до двадцяти разів. Визначено покриття для зміцнення зношених ділянок та відновлення робочих поверхонь рейок механізації крила.

The conducted researches of titanic alloy ВТ-22 at dynamic loading with cycled sliding and dynamic loading in conditions of rolling with slipping. It is established that roller jamming in the carriage increases wear of rod of mechanization of a wing to twenty times. The optimum covering for strengthening wearied sites and restoration of working surfaces of wing's mechanization rod is defined.

динамічні навантаження, дисипація, механічна енергія, молібден, монорельс, плазмові покриття, титановий сплав ВТ-22, фретинг-корозія

Постановка проблеми

До наймасовіших і дорогих деталей сучасних пасажирських і транспортних літаків належать монорейки механізації крила, функціональним призначенням яких є переміщення рухомих елементів крила, керування аеродинамічними характеристиками літака. У процесі експлуатації на бігових доріжках монорейок у місцях зупинки роликів утворюються зони вироблення, глибина яких вже до першого ремонту може перевищувати встановлену граничну величину зносу.

Для різних літаків (Ан-24, Ан-124, Ан-148, Іл-76, Іл-86 та ін.) сполучення монорейка – ролик у системі механізації крила має близьке конструктивне рішення. Вироблення від контактної взаємодії з роликами кареток є основним дефектом, що визначає подальшу експлуатаційну придатність монорейок механізації крила під час ремонту.

Аналіз місць розташування, величини і характеру пошкоджень дає змогу зробити висновок, що найінтенсивніший знос монорейок відбувається за злітного положення закрилка та за нульового положення під час руління на землі. У цих умовах, мабуть, виникає найінтенсивніше вібраційне навантаження, яке викликає просковзування і динамічну взаємодію контактуючих поверхонь у сполученні монорейка-ролик [1].

Монорейки виготовляють з високоміцного титанового сплаву ВТ-22, який має високу міцність і незадовільні антифрикційні властивості [2], що визначає підвищений знос цих деталей в експлуатації.

Для виготовлення монорейок та їх заміни під час ремонту, потрібні значні матеріальні витрати, тому необхідно аналізувати вивчення причини пошкодження монорейок механізації крила літаків, а також забезпечити високу зносостійкість робочої поверхні монорейок за рахунок використання захисних покриттів.

Аналіз досліджень та публікацій

Проблеми, пов'язані з монорейками механізації крила останнім часом, були розглянуті у роботах [3–7].

Автори роботи [5] пропонують зміцнювати монорейки механізації крила скляним дробом діаметром 0,6–1,2 мм. Розроблена установка моделі УУСП-10, дає змогу повністю автоматизувати процес зміцнення. Ресурс монорейок в експлуатації при цьому підвищується у 1,5–2 рази.

У роботі [6], досліджуючи можливості відновлення деталей газотурбінних двигунів і дефлектора закрилків, автори пропонують відновлювати монорейки механізації крила вольфрамо-титанонікелевим покриттям детонаційним методом.

У роботі [7] В.М. Неровний та В.В. Перемитько пропонують підвищити зносостійкість зміцненням поверхневого шару газонасиченням, дугою з уведенням в зону розряду реактивного газу.

Максимальної глибини насиченої аліфированої зони при витраті аргону 3–4 л/хв і висоті електродів 12–16 мм вдалося досягти до 0,54 мм, мікротвердість поверхневого шару на глибині 0,01 мм при цьому підвищується у 2–2,5 разу.

Такий підхід прийнятний для виробництва монорейок механізації крила, але не для відновлення зношених поверхонь, до того ж немає даних порівняльного аналізу зносостійкості цієї методики.

У роботі [3] автори досліджують можливість відновлення монорейок механізації крила літаків Ан-72. Усі досліджувані покриття наносили тільки імпульсно-плазмовим методом. Дослідження зносостійкості покриттів проводили за контактів «куля – площина» і «площина – площина» на одному режимі випробувань.

З дослідження топографії поверхні, аналізу характеру пошкодження та умов роботи монорейок [3] видно, що знос утворюється у результаті відносного циклічного ковзання між роликом і робочою поверхнею монорейки і, за ознаками класифікується як фретинг-корозія [4].

За характером виділяють два типи зносу:

- зноси, які мають блискучу металеву поверхню з ризиками, направленими уздовж напрямку переміщення роликів;
- зноси, які мають окиснену поверхню з корозійними і змішаними корозійно-абразивними пошкодженнями.

Аналіз літературних джерел [3–7] показує, що наявні дані присвячені переважно зміцненню і підвищенню зносостійкості робочих поверхонь монорейок механізації крила літаків. Питання аналізу і причин пошкоджень залишаються недостатньо вивченими. Наприклад, наявність нерівномірного зносу поверхонь на одній ділянці монорейки за однакових умов навантаження.

Мета роботи – визначення пошкоджень монорейок механізації крила залежно від умов навантаження і виду випробувань, а також вибір покриття для зміцнення робочих поверхонь та відновлення зношених ділянок монорейок.

Методика випробування монорейок механізації крила на зносостійкість

Для проведення випробувань на зносостійкість монорейок механізації крила і газотермічних покриттів використовували напівнатурну установку, яка імітує роботу сполучення вузла зношування монорейки з роликом каретки [8].

На установці було реалізовано схему контакту зразків площина – циліндр. Зразки розміщували на кінцях консольно закріплених пружин, виконаних у вигляді ресор, і притискали один до одного робочими поверхнями.

На одній із пружин кріпили диск із зафіксованою на ньому неврівноваженою масою, яка здатна вільно обертатися. Під час обертання диска з неврівноваженою масою виникає контактна взаємодія торцевих поверхонь зразків із змінним нормальним зусиллям у контакті.

Зразок для випробувань – це шестигранник з плоскими робочими поверхнями, виготовлений з того самого матеріалу, що і монорейка механізації крила.

Рухомий контрзразок являє собою кільце шириною 5 мм, яке вирізали з роликів каретки.

Матеріал контрзразка – 95X18Ш з твердістю 50...55 HRC.

Критерієм оцінювання зносостійкості вважали усереднену максимальну глибину пошкодження. Вимірювання проводили за допомогою оптиметра вертикального типу ІКВ, знімаючи показники з п'яти ділянок робочої поверхні зразка.

Для підвищення точності експерименту, випробування проводили більш, ніж по три рази на кожний стовпчик на гістограмі.

Дослідження на зносостійкість проводили на зразках, виконаних з високоміцного титанового сплаву ВТ-22, а також на зразках з газотермічним покриттям з ВКНА, ПГ10Н-01, ПС12НВК-01 або молібдену, яке наносили на робочі поверхні титанового зразка.

Газотермічні покриття наносили на плазмовій установці УПУ-3Д на заводі АНТК. Заздалегідь підготували поверхню шліфуванням й обробленням піском. Товщина нанесених покриттів, становила 600 мкм.

Далі обробляли поверхню зразка механічним способом до товщини 400 мкм, включаючи підшар. Для підвищення міцності зчеплення покриттів з основою газотермічні покриття ПГ10Н-01 і ПС12НВК-01 наносили з підшаром ВКНА завтовшки 50 мкм.

Експерименти проводили з жорстко закріпленим роликом та роликом, що вільно обертається.

Умови експериментів такі:

- частота коливань – 30–35 Гц;
- обороти ротора, що навантажує, – 1900–2100 об/хв;
- база випробувань – 325 тис. циклів;
- значення попереднього натягу – 30 Н;
- вага вантажу, що дисбалансує – 17,5 г;
- відстань вантажу від осі обертання – 35 мм;
- амплітуда в кінці експерименту – 200 мкм.

Вплив заклинювання ролика каретки на знос деталей механізації крила

Отримані результати експериментів подано на рисунку.

Третій стовпчик на гістограмі відповідає проведенню експерименту з роликом, що вільно обертається – динамічне навантаження в умовах кочення з просковзуванням.

Зносостійкість матеріалів за динамічного навантаження з циклічним ковзанням показано на першому стовпчику, що відповідає проведенню експерименту з жорстко закріпленим роликом.

Середній стовпчик – частка фретинг-корозії, яку визначали аналітично, відніманням результатів зносу під час динамічного навантаження в умовах кочення з просковзуванням від динамічного навантаження з циклічним ковзанням.

Як видно з гістограми, мінімальний знос відповідає умові випробування ролика, що вільно обертається, тобто динамічному навантаженню в умовах кочення з просковзуванням.

Знос титанового сплаву ВТ-22 у два – три рази вищий за знос газотермічних покриттів.

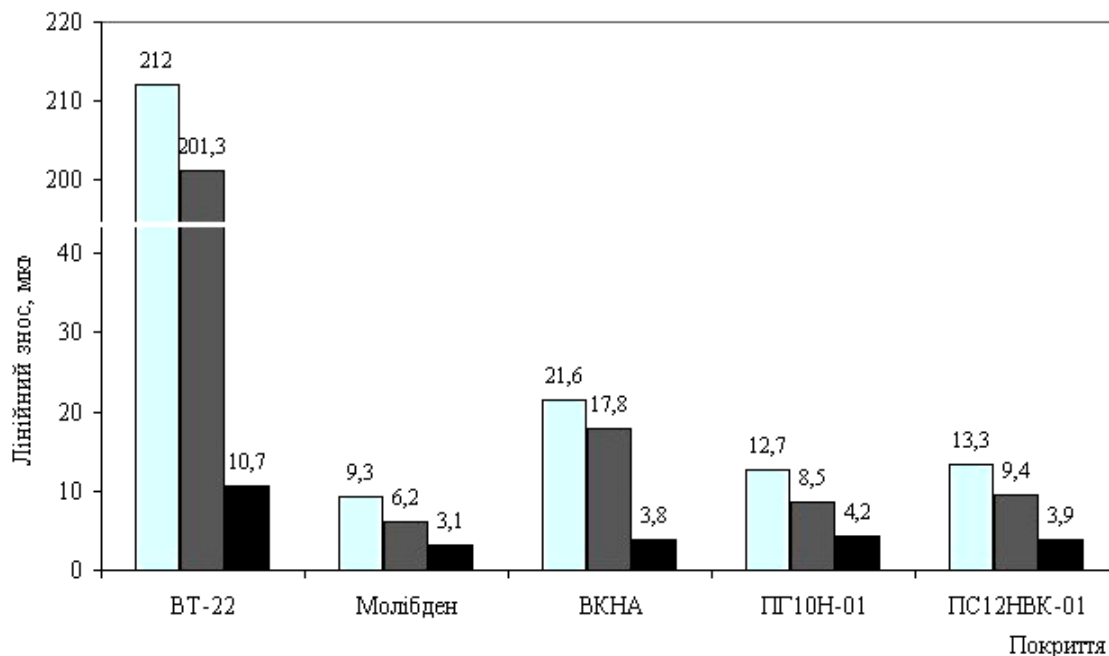
Найбільший знос було виявлено за умови динамічного випробування матеріалів з циклічним ковзанням – експеримент з жорстко закріпленим роликом.

Крім ударів, покриття піддається і тертю ковзання з максимальним відхиленням консолю-закріплених пружин в обидва боки.

Ролик рухається по поверхні випробуваного матеріалу. У цьому випадку на тертя працює тільки певна поверхня ролика. Амплітуду вертикальних зсувів обчислювали аналітично залежно від конструкції і горизонтальних коливань. У цьому випадку вертикальна амплітуда становила близько 10 мкм.

Знос титанового сплаву ВТ-22 збільшився у 20 разів, а газотермічних покриттів у три – чотири рази під час випробувань в умовах динамічного навантаження з просковзуванням порівняно з коченням з просковзуванням. Таке різке збільшення зносу матеріалів зумовлено мікропереміщенням ролика по поверхні, яке класифіковане як фретинг-корозія.

Частку фретинг-корозії в загальному зносі матеріалів показано на другому стовпчику гістограми.



Гістограма зміни лінійного зносу плазмових покриттів і сплаву ВТ-22 під час модельних випробувань на динамічне навантаження:

□ – динамічне навантаження з циклічним ковзанням;

■ – динамічне навантаження в умовах кочення з просковзуванням;

■ – різниця між динамічним навантаженням з циклічним ковзанням та динамічним навантаженням в умовах кочення з просковзуванням

Аналіз зносостійкості матеріалів видно, що знос від динамічного навантаження з проковзуванням значно більший від зносу від динамічного навантаження в умовах кочення з проковзуванням. Найкраще це видно на сплаві VT-22, що свідчить про його незадовільну фретингостійкість. У разі заклинювання ролика каретки випуску – прибирання передкрилків і зак-рилків на монорельсі механізації крила різко зростає знос, що може спричинити посилення вібрації крила і, як наслідок, катастрофу літака.

Фретингостійкість газотермічних покриттів значно вище сплаву VT-22, і тому монорельси з напиленням на робочі поверхні покриттям менш чутливі до заклинювання ролика – проковзування. З результатів модельних випробувань видно, що газотермічні покриття в 10–20 разів більш зносостійкі, ніж титановий сплав.

Найбільш зносостійким є покриття молібдену. Його знос майже у 20 разів менший, ніж у титанового сплаву VT-22.

Такі результати зі зносостійкості можна пояснити модулем пружності та твердістю покриття. Покриття молібдену має більш м'яку основу, ніж випробовувані газотермічні покриття. Під час удару, покриття з невисоким значенням модуля пружності демпфірує, а жорстке покриття сприймає удари і протистоїть їм більшою мірою. Під час відносного руху ролика поверхня покриття піддається імпульсним (вібраційним) навантаженням, внаслідок чого в поверхневих шарах поширюються затухаючі хвилі деформацій – напружень. Механічна енергія, яка при зовнішньому терті передається в матеріал покриття за допомогою вказаних хвиль, яке обумовлене непружними явищами, характеризує здатність твердого тіла необоротно розсіювати енергію механічних коливань, перетворюючи її на тепло [4].

Покриття ПГ10Н-01 і ПС12НВК-01 показали майже однакові результати зі зносостійкості. Знос покриття ВКНА майже у 2 рази перевищує знос інших досліджуваних покриттів.

Достатньо високу зносостійкість плазмового покриття з молібдену можна також пояснити тим, що зі збільшенням навантаження та амплітудних параметрів логарифмічний декремент [9] (демпфірувальна здатність) молібденового покриття збільшується більше, ніж у інших матеріалів [10].

На підставі аналізу характеру руйнування контактуючих поверхонь та інтенсивності зношування лабораторних зразків, можна зробити висновок, що неоднаковий характер зношування свідчить про різні процеси, що протікають у зоні контакту.

Для плазмових покриттів провідним механізмом зношування був нормальний механічний знос, який

відбувається за рахунок утворення і видалення з поверхні тонких вторинних структур. Для зношування сплаву VT-22 для фретинг-корозії виявляються більш характерними втомно-корозійні процеси.

Висновки

На підставі виконаних досліджень можна зробити такі висновки:

1. Розділені складові складного динамічного навантаження, яким піддається монорельс механізації крила літаків у польоті.
2. Визначено, що заклинювання ролика в каретці збільшує знос монорельса механізації крила до 20 разів за рахунок проковзування ролика по монорельсу – частка фретинг-корозії.
3. Проведені випробування щодо оцінювання експлуатаційної придатності газотермічних покриттів для зміцнення і відновлення монорельсів механізації крила літаків показали, що найприйнятнішим покриттям є молібден.

Література

1. *Вибір газотермічного покриття для відновлення монорельс механізації крила літаків* / В.О. Краля, О.Г. Моляр, А.М. Хімко, Д.О. Пугачевський // Вісник НАУ. – 2006. – № 2. – С. 85–88.
2. *Горынин И.В.* Титан в машиностроении / И.В. Горынин, Б.Б. Чечулин. – М.: Машиностроение 1990. – 400с.
3. *Исследование работоспособности защитных покрытий упрочняющих технологий для восстановления рельсов механизации крыла самолетов* / Отчет по НИР № 133Х-92. – К.: КИИГА, 1992. – 44 с.
4. *Шевеля В.В.* Трибохимия и реология износостойкости / В.В. Шевеля, В.П. Олександренко. – Хмельницький: ХНУ, 2006. – 278 с.
5. *Установка для упрочнения стеклянной дробью рельсов механизации крыла* // 2-я Международная выставка «Авиакосмические технологии и оборудование 2004». 10–13 августа 2004. – Казань: ВЦ «Казанская ярмарка». – С. 1–4.
6. *Технологические рекомендации по применению износостойких покрытий для восстановления деталей ГТД Д-30 и дефлектора закрылков самолета Ил-76* // Отчет по НИР № 482-В83. – К.: КИИГА. 1984. – 32 с.
7. *Неровный В.М.* Азотирование технически чистого титана / В.М. Неровный, В.В. Перемытько // ФХОМ. – № 3. – 1995. – С. 49–54.
8. *Хімко А.М.* Методика випробувань матеріалів при контактному динамічному навантаженні / А.М. Хімко, В.М. Бородій, О.Є. Яковчук // Вісник НАУ, – К.: НАУ. № 1. – 2008. – С. 80–83.
9. *Писаренко Г.С.* Вибропоглощающие свойства конструкционных материалов / Г.С. Писаренко, А.П. Яковлев, В.В. Матвеев // справ. – К.: Наук. думка. – 1971. – 375 с.
10. *Шевеля В.В.* О природе повышения фретингостойкости стали некоторыми видами поверхностной обработки / В.В. Шевеля, Г.С. Калда, В.П. Олександренко // Трение и износ. – 2004. – № 2 (25). – С. 140–147.

УДК 621.537.611.891(045)

М.М. Свирид, к.т.н., доц.

ВПЛИВ ПОСТІЙНОГО МАГНІТНОГО ПОЛЯ НА ТРИБОЛОГІЧНІ ПАРАМЕТРИ ПАРИ ТЕРТЯ СТАЛЬ–ЛАТУНЬ У ПОВЕРХНЕВОАКТИВНИХ РЕЧОВИНАХ

Проаналізовано ремонтпридатність поверхонь прецизійних пар тертя в середовищах з високим електроопором в умовах тертя. Відпрацьовано модель трибологічного вузла, що визначає умови і закономірності утворення захисних трибологічних плівок. Визначено умови репарації поверхонь тертя трибомагнітним способом та параметри відновлення прецизійних трибопар за безрозбірними технологіями сумісною дією трибоелектрохімічного способу і трибомагнітними складовими.

Maintainability of surfaces of sensitive pairs of friction is analysed in surroundings with high electrical resistance in the conditions of friction. The model of tribological unit, determining conditions and conformities to the law of formation of protective tribological pellicles, is worked out. The parameters of reparation of friction surfaces are determined by a tribomagnetic method. The parameters of renewal of sensitive tribopairs are also defined on uncollapsible technologies by joint influence of triboelectrochemical method and tribomagnetic components.

знос, магніт, магнітне поле, поліетиленгліколь, репарація, топографія, трибоелектрохімічний метод, трибомагнітний метод, трибопара

Вступ

Періодичний ремонт і відновлення пар, що труться, не завжди прийнятна і фінансово виправдана технологічна операція. Ремонтом устаткування, навіть в розвинених країнах, зайнято близько 30 % робітників і приблизно така ж частина верстатного парку.

Велику кількість гідро-, масло- і паливних агрегатів використовують у транспортних та інших машинах.

Знос дотичних поверхонь до 3–4 мкм вважаються неприпустимим, а процес відновлення достатньо трудомісткий (рис. 1).

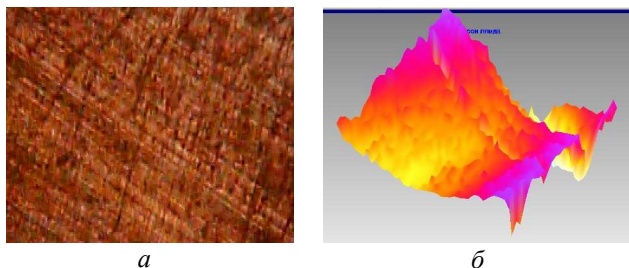


Рис. 1. Поверхня тертя циліндра паливного насоса після експлуатації:

а) робоча поверхня циліндра плунжерного насоса;

б) 3-d характерна профілограма поверхні циліндра паливного насоса 500^x

Аналіз останніх досліджень

Технології відновлення і безсервісного обслуговування все частіше використовують на ремонтних підприємствах.

Найпрогресивнішими методами відновлення є безрозбірні, засновані на технології вибіркового перенесення маси матеріалу.

Робочі поверхні деталей експлуатуються в рідинах, пристосованих для вузлів тертя, в які додаються протиспрацьовувальні присадки. Але всі вони мають великий електричний опір, тому трибоелектрохімічні процеси не реалізуються.

Мета роботи – дослідження механізму утворення захисних плівок для забезпечення трибологічних характеристик плунжерних насосів і визначення параметрів відновлення робочих поверхонь тертя прецизійних пар за безрозбірними технологіями під дією магнітного поля (МП) сумісно з трибоелектрохімічними технологіями.

Механізм репарації прецизійних поверхонь тертя

Однією з найтехнологічніших пожегобезпечних поверхневоактивних речовин (ПАР) та рентабельним реагентом, що змащує, можна назвати поліетиленгліколь ПЕГ-400 з молекулярною масою 400 одиниць та необмеженою розчинністю у воді. Щоб підвищити якість базових компонентів, для розробки масла вибрані ПЕГ з високими антифрикційними і протиспрацьовувальними властивостями, які здатні підвищити ККД черв'ячного редуктора на 15–20 % порівняно з нафтовими маслами [1].

Вплив середовища на трибологічні параметри системи визначається як парою матеріалів, що беруть участь у процесі тертя, так і властивостями робочого середовища. Для дослідження використовували ПЕГ-400 з концентрацією 25, 50 і 75 % у водопровідній воді. Але за концентрації 50 % електроопір досягає 0,5 МОм/м, що значно ускладнює просування іонів між анодом і катодом.

Отже, застосування направленої МП для посилення ефекту переміщення атомів і іонів на поверхні тертя є актуальним.

Вплив МП на трибологічні характеристики феромагнітної сталі 45 у процесі тертя у струмопровідних і в середовищах з високим електроопором достатньо не вивчено. Через добру розчинність ПЕГ у воді проходять процеси сольобілізації з утворенням мікроемulsій з мицел ПАР або глобул макромолекул.

Зі зростанням концентрації макромолекул змінюється їх локалізація в обернених агрегатах, що приводить до модифікації поверхневого шару і впливає на реакційну здатність з'єднань [2].

Вплив МП на трибологічні властивості магнетиків в середовищі ПЕГ вивчалось за модельною схемою, з використанням нейтрального контртіла – скла, що дає можливість виключити вплив електрохімічної складової невід'ємно існуючої під час взаємодії металевих пар тертя у водних розчинах. Крім того, скло – матеріал діамагнітного класу. Це мінімізує вплив дії контртіла в МП.

Параметр магнітної складової взаємодії тільки зі зразком і середовищем, що утворює систему взаємодії двох складових: метал і середовище (враховуючи, що скло практично хімічно нейтральна речовина з абсолютно твердими характеристиками). Для дослідження використовували трибологічний комплекс [3].

Дослідження проводили зі швидкостями 0,1–1 м/с, нормальними навантаженнями 1–5 МПа. Зразком служила сталь 45 в середовищі ПЕГ залежно від напрямку дії неоднорідного постійного МП по скла (рис. 2). Якнайменший знос спостерігається під час розташування зразка напроти полюса N, в середовищі 50 % розчину ПЕГ. Для порівняння аналогічні дослідження, але без магнітного впливу, в 50 % розчині ПЕГ становили 5 мкм/км, що більше в 10 разів. В умовах тертя ковзання без присутності ПЕГ сталі 45 по скла вказує на достатньо великий знос на кожному кілометрі до 19 мкм.

Вплив МП на продукти зносу обумовлюється здатністю утримуватися в зоні тертя з примусовою направленою дією магнітної сили у бік сталевого зразка.

У цьому випадку відбувається не зменшення зносу матеріалу, а сконцентрований розподіл у вигляді конгломератів, прилиплих до поверхні феромагнетика, з подальшим розтиранням тонкодисперсних продуктів між поверхнями контакту.

Величина продуктів зносу характеризує його механізм стирання: якщо продукти зносу до 10 мкм, їх роль полягає в змащуванні поверхонь тертя; якщо ж частинки більші, тоді вони виконують роль абразиву. Технологічно вузол тертя змонтовано таким чином, що контртіло обертається навколо центру, а зразок знаходиться на деякому радіусі, від чого продукти зносу виносяться відцентровими силами в середовище. Розташування зразка в МП навпроти полюса S, характеризується механізмом відштовхувальної дії, де продукти зносу зміщуються від поверхні зразка в бік контртіла (скла) і разом з ним, переміщуючись, виходять із зони дії магніту. У результаті МП активно не впливає на подальше їх існування доти, доки вони не обійдуть по колу і увійдуть в нову фазу дії. Але їх кількість значно менша.

Тому поверхня тертя має тонкий шар намазаного ПЕГ і направлені сліди смуг від тертя. Підвищення концентрації ПЕГ визначає збільшення густої маси на доріжці тертя. Під час концентрації 50 % ПЕГ визначається переломом характеристики зносу, що обумовлено двома складовими:

- мастильні властивості рідини вже достатньо стійкі;
- потужність магніту щільно утримує продукти зносу на площині тертя феромагнетика.

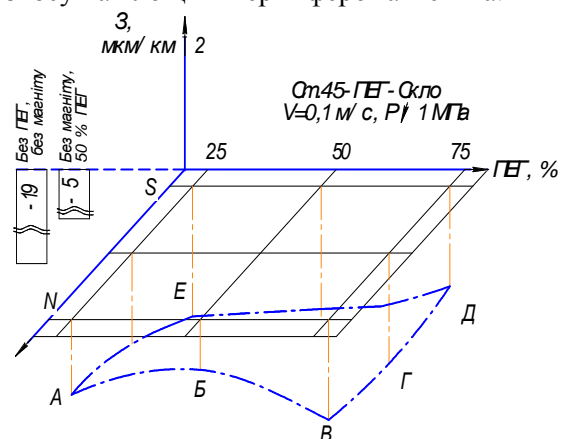


Рис. 2. Характер трибологічної поведінки (зносу) сталі 45 у середовищі ПЕГ-400 під дією МП на скло

Але зі збільшенням густини рідини збільшується сила захоплення мікрочастинок у потік, які зміщуються від направлено діючих ліній МП. При цьому сила впливу МП на них зменшується обернено пропорційно до куба відстані. Тому збільшується відтік продуктів зносу і як результат, спостерігається збільшення зносу по лінії «ВГД» (рис. 2).

За концентрації 75 % поверхня покривається великими молекулами процесу міцелоутворення. Це знижує коефіцієнт тертя до 0,08–0,04. У цьому випадку, враховуючи, що скло має високу твердість і хімічно нейтральне, вважаємо, що в процесі стирання бере участь тільки сталевий зразок. Трибологічні параметри зразка підлягають окиснювальному механізму зношування. Процес утворення і стирання трибологічних плівок характеризують періодичністю зростання протягом 20 хв і їх руйнування триває приблизно 5–10 хв в 25 %-му розчині ПЕГ. Чим вище концентрація ПЕГ, тим складніше проходить процес нарощування захисної трибоплівки.

На рис. 2 визначено робочі параметри пари тертя сталь 45 – скло в умовах тертя ковзання інтенсивного змащування ПЕГ залежно від направленої дії МП. Ділянка досліджуваного діапазону характеризується значним підвищенням зносостійкості порівняно з умовами тертя без магніту. Підвищений опір зносу сталі 45 на полюсі N пояснюють поставкою продуктів зносу на площину тертя сталі нерівномірним постійним МП силою в 100 мТл.

Використовуючи модель пари тертя сталь 45 (зразок) – латунь ЛС59-1 (контртіла), дещо змінюються параметри тертя і характеристики зносу. Пара тертя сталь 45 (загартована на мартенсит) по латуні ЛС59-1 застосовується в механізмах перекачування устаткування паливних і масляних систем. Технологія відновлення поверхонь прецизійних пар за допомогою допоміжного середовища полягає в заміні робочої рідини (масла, палива або гідрорідини) на ПЕГ-400. Застосування ПЕГ для відновлення вузлів тертя обумовлюється його електрохімічними і антифрикційними властивостями.

На підставі досліджень на рис. 3 показано, що у позиції зразка, розташованого над полюсом магніту N трибологічні властивості пари тертя знаходяться в стані репарації, тобто змінюються гравітаційні параметри маси матеріалу в бік підвищення.

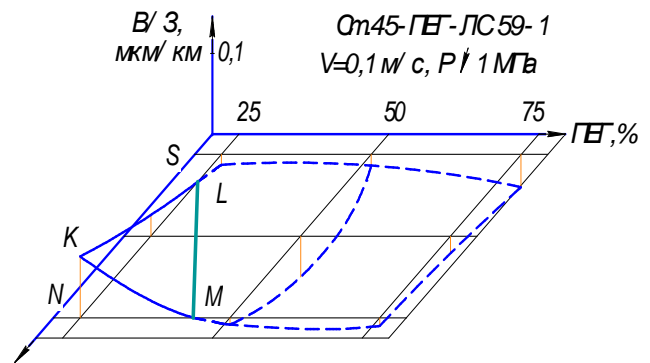


Рис. 3. Характер трибологічної дії (відновлення/зносу) між сталлю 45 в середовищі ПЕГ під дією МП на латуні ЛС59-1

Отже, відносна зносостійкість матеріалу зразка (рис. 3, позиція N, площина KLM) починає додавати в розмірі за кожний кілометр по 0,1–0,15 мкм, що видно з топографії поверхні тертя сталі 45 і латуні ЛС59-1 (рис. 4, а).

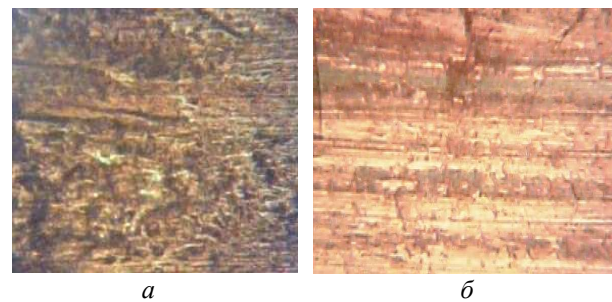


Рис. 4. Характерна топографія поверхонь тертя сталі 45 у позиції N:
а – на латуні ЛС59-1;
б – на полюсі N направлено МП

Утворення якнайтонших плівок на поверхні сталі вказує на перенесення матеріалу латуні, що виражається в потемніннях на поверхні зразка сталі 45 (рис. 4, а). У свою чергу поверхня латуні утворює характерні для неї трибологічні плівки (рис. 4, б).

Найгрубіші поверхневі плівки утворюються на поверхні тертя сталі 45 і латуні у позиції S, що збільшує знос і шорсткість. Виходячи з результатів тертя, характеристика топографії поверхні у позиції S погіршується до шорсткості $R_a = 10 \dots 15$ мкм від $R_a = 2 \dots 4$ мкм на полюсі N. Результати дослідження вказують на можливості використання дії направлено МП для відновлення поверхонь тертя трибомагнітним способом.

Рух рідини провокує відтік продуктів зносу. Чим більше продуктів зносу, тим легше їх забрати із зони тертя.

Найменшою частинкою в рідині, що рухається, є іон металу, він має електричний заряд, тому буде керуватися МП. Виходячи з фізико-хімічних властивостей металів, у зону тертя необхідно подавати дрібні частинки, щоб вони не підкорялися механічному руху рідини.

Найтехнологічніший спосіб отримати іони – це електрохімічний. А технології відновлення прецизійних пар тертя вимагають комплексного підходу для забезпечення процесів перенесення матеріалу в середовищах з високим електроопором, тому трибоелектрохімічна методика найбільш прийнятна.

Впровадження технології трибомагнітного керування переміщенням продуктів, що використовують, спільно з трибоелектрохімічними процесами анодного розчинення змінюють стан системи відновлення трибовузла, забезпечуючи параметри поверхневого механізму репарації.

Поставлене завдання вирішується шляхом направленої дії МП на електронну або іонну масу матеріалу, що виділився з допоміжного електроду (анода) в робочу речовину дією трибоелектрохімічної технології.

Технологічно процес відновлення проведений за такою схемою:

- зразок сталі 45 підключали до катоду за електросхемою [4];
- до допоміжного електроду виготовленого із сплаву ЛС59-1 підключали додатну клему випрямляча;
- контртілом використовували латунь ЛС59-1 (катод);
- реагентом переносником служив ПЕГ;
- магнітне поле направляли так, щоб лінії перпендикулярно перетинали площу тертя.

Трибологічні характеристики моделі в середовищі ПЕГ підлягають механізму гідродинамічного тертя і лише в місцях тертя ковзання в результаті деформаційних спотворень поверхні спостерігають умови проходження процесу відновлення. Поверхневоактивна речовина ПЕГ-400 є хорошим переносником атомів матеріалу анода (відновника), за рахунок приєднання до одного з ланцюгів радикала ПЕГ вільного іона металу, який під дією роботи трибосистеми, осідає на дефектах кристалічних ґрат (особливо лінійних), що виходять на поверхню тертя.

Для посилення протікання процесу репарації в умовах тертя ковзання в рідинах з високим питомим електроопором, стає необхідним задіювати трибоелектрохімічний механізм, щоб

отримати об'ємну масу іонів і атомів необхідного матеріалу від допоміжного анода під час переміщення її на катод деталі.

Електронна маса матеріалу утворюється під дією електрохімічного потенціалу на аноді-донорі примусовою дією направленою МП, переміщається до катода-деталі, в зону насичення поверхні тертя. У процесі тертя іони матеріалу-відновника (анода) під дією направлених ліній МП з індукцією 0,1 Тл переміщуються на поверхню тертя, розташовану перпендикулярно вектору магнітних ліній і знаходяться в зоні полюса *N*. Найтонші продукти зносу переміщуються на поверхню феромагнітного матеріалу зразка згідно з вектором спрямованості силових ліній магніту. Методично зразок-катод і анод розташовували так, щоб набігаючий потік електролітичної рідини з анода відразу потрапляв на катод, роль якого виконує феромагнітний зразок сталі 45 і контрзразок з латунного сплаву ЛС59-1 – діамагнетик. Магніт розташовували так, щоб направлені магнітні лінії утримували продукти зносу, а набігаючий потік рідини захоплював і зміщував їх до поверхні тертя.

На рис. 5 показаний графік зміни трибологічних параметрів тертя сталі 45 по латуні ЛС59-1 в середовищі ПЕГ залежно від його концентрації і напрямку МП.

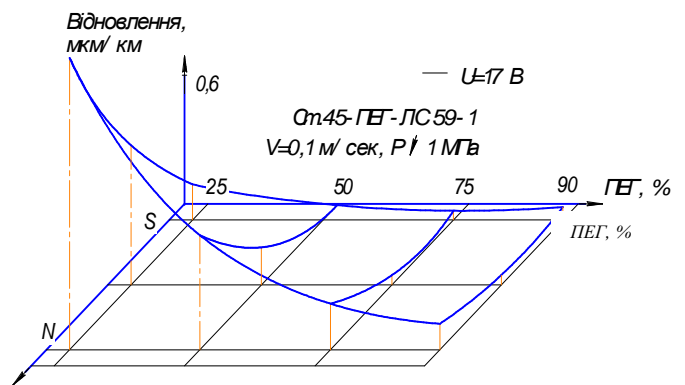


Рис. 5. Зміна трибологічних параметрів (відновлення) на поверхні тертя сталі 45 по латуні ЛС59-1 у середовищі ПЕГ під дією направленою постійного МП

Сумісна дія трибоелектрохімічної і трибомагнітної технологій відновлення поверхонь тертя вказує на активний зсув стану системи в бік репарації.

Силове поле магніту переміщує продукти зносу на зразок в зоні полюса *N*. Найбільший лінійний приріст катода феромагнітного матеріалу зразка сталі 45 при концентрації ПЕГ 25 % у водному розчині спостерігається на полюсі *N*.

Електричні показники характеризувалися достатньо великим струмом (до 10–25 mA) і напругою 17 В за схеми підключення анода (допоміжного електроду ЛС59-1) і катодної пари, що складається зі зразка (сталь 45) і контртіла (латунь ЛС59-1). Підвищення концентрації ПЕГ до 50 % характеризується пониженням умов репарації як в зоні полюса *N*, так і полюса *S* (рис. 5). Подальше збільшення густини розчину до 75–95 % характеризується незначним збільшенням розміру феромагнітного зразка зі сталі 45. Одночасно знижується коефіцієнт тертя до 0,08–0,05. Застосування допоміжного електроду зі сплаву ідентичного матеріалу контртіла прискорює процес репарації поверхні тертя сталевого зразка – катода. Характерні поверхні після тертя в режимі утворення трибослоя показано на рис. 6.

Ураховуючи вплив направленого МП в поверхнево активному середовищі ПЕГ на умови утворення захисних плівок, розроблена технологія, що підвищує працездатність механізму репарації поверхневих шарів тертя в прецизійних агрегатах, що перекачують масло, і паливних помпах.

Реальні агрегати мають значну шорсткість поверхні (рис. 1). Характеристики топографії поверхні циліндра після напрацювання коливаються в межах 2,5–6 мкм на діаметрі циліндра 10 мм. На ділянках переходів спостерігаються западини до 6 мкм. Поверхня поршня значно перевершує за чистотою циліндр, на робочих ділянках топографія нерівностей не перевищує 1,5–2 мкм.

Технологічної уваги заслуговують подряпини на поверхні ще в процесі виготовлення деталі.

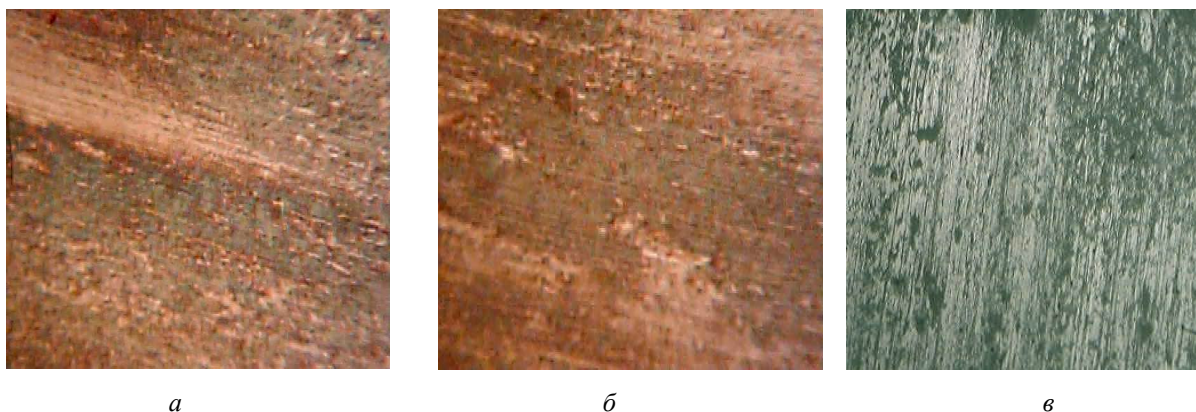


Рис. 6. Поверхня тертя на сталі 45:

a – за 50 % ПЕГ на полюсі *N*;

б – на ділянці *S* за 25 % ПЕГ;

в – поверхня тертя в ПЕГ 95 % на полюсі *N*

Зі збільшенням концентрації ПЕГ збільшується опір електромережі, від чого знижується струм, а зниження струму завжди зменшує енергетичну складову електрохімічного процесу, сильно гальмуючи умови переміщення іонів і електронів у робочій рідині.

Досліджуючи показники зносостійкості на сталевих зразках, одержуємо підвищення масового і лінійного градієнта. На поверхні сталі спостерігаються утворення трибозахисної плівки як на полюсі *N* (рис. 6, *a*), так і на полюсі *S* (рис. 6, *б*).

Велика концентрація ПЕГ помітно змінює топографію поверхні, утворюючи темні плями в середовищі ПЕГ з концентрацією доставки 95 % (рис. 6, *в*).

Такі недоліки можуть дряпати поверхню циліндра, оскільки поршень виготовляється звичайно з вуглецевої сталі з подальшою термічною обробкою на мартенсит. Величина включень коливається в межах 4 мкм, причому це можуть бути як виступи, так і западини.

Змащувальним середовищем з високим електроопором використовували індустриальне масло И20-А.

Застосування допоміжного електроду обумовлювалося подібністю матеріалів катода, тому використовували сплав ЛС59-1.

Після напрацювання пари тертя під впливом трибоелектрохімічного спільно з трибомагнітним способами вивчали хімічний склад поверхні тертя сталі на латунному контртілі (ЛС59-1) (рис. 7).

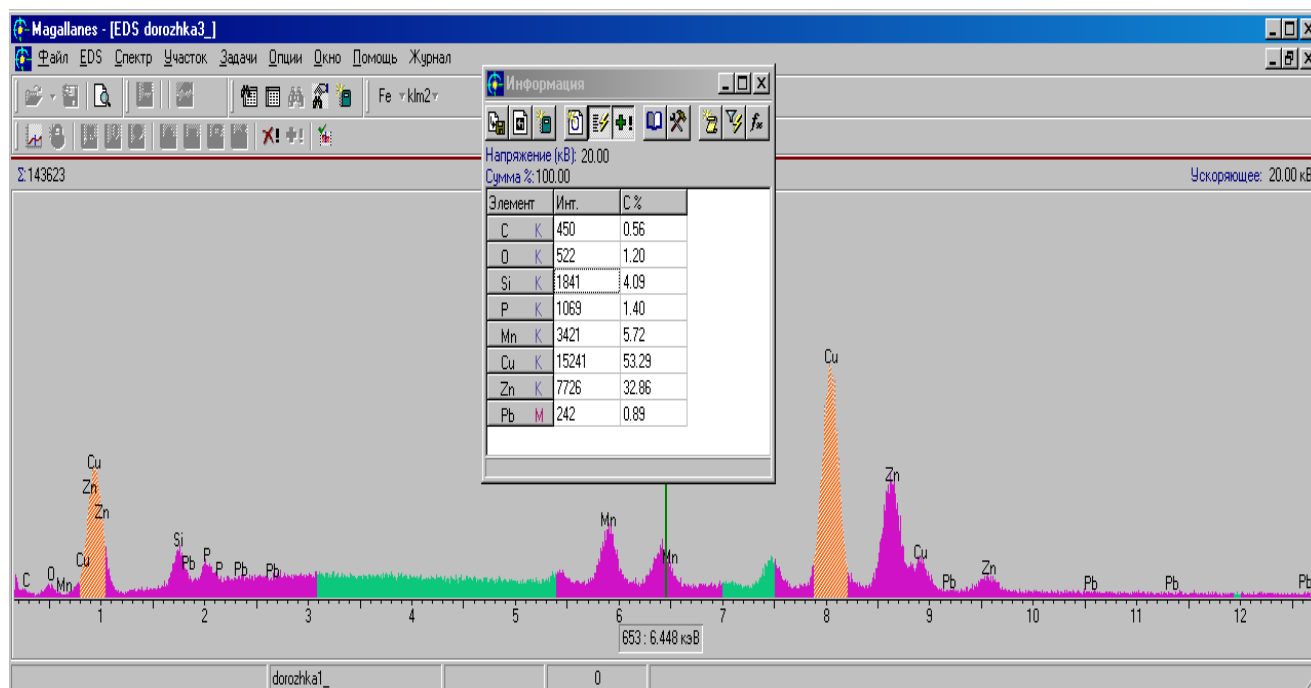


Рис. 7. Хімічний склад напрацьованої поверхні латуні в середовищі І20-А (струм – 0,19 А, напруга – 17 В)

На поверхні тертя сталі спостерігається значне перенесення елементів латуні (міді і цинку) в місцях найбільшого скупчення продуктів зносу (рис. 8).

Трибоелектрохімічні параметри найприйнятніші для відновлення за 17 В напруги (робочий струм 0,19 А на робочій площі зразка приблизно 0,06 см²).

Процес відновлення проводили на полюсі магніту *N*. При цьому склад на поверхні плівки збіднів вмістом кисню більш ніж в два рази до 1,2 % порівняно з початковою поверхнею (рис. 7). Напрацьована поверхня латуні більш ніж на 90 % покривається оксидною плівкою (рис. 8).

Наявність захисної трибологічної плівки змінює енергетичний стан вузла тертя до умов репарації. Така технологія відновлення захищена патентом на корисну модель [5].

Отже, в заявленому способі відновлення поверхні тертя проходить за рахунок іонів металів (допоміжного електроду – анода) тих, що знаходяться в середовищі масла (І20-А), направлених під дією МП на зразок (катод), який під час тертя знаходиться напроти полюса *N* постійного магніту з нерівномірним

розподілом силових ліній. Топографія поверхні тертя (рис. 8) набуває значного класу чистоти, а відпрацьована методика дозволяє проводити операції відновлення без розбирання агрегатів в масляній і паливній системі з використанням їх робочих рідин. Хімічний склад поверхневих трибологічних плівок відновлених за допомогою допоміжного електроду з латунного сплаву має зносостійкі властивості.

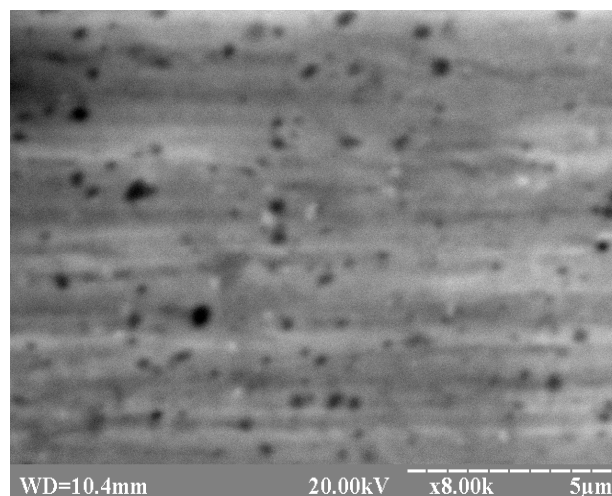


Рис. 8. Топографія поверхні тертя латуні на полюсі *N* в середовищі І20-А

Висновки

Результати аналізу отриманих даних згідно з трибологічними процесами, що проходять на поверхні тертя, показали, що напрям силових ліній МП до поверхні тертя значно змінює стан робочого вузла.

Визначено технологічні характеристики поверхні тертя, що розташована у полюса N для зсуву процесу репарації феромагнітних матеріалів. Вивчено механізм трибоелектрохімічної і трибомагнітної репарації вузлів тертя феромагнітних матеріалів.

Розроблено новий метод відновлення поверхонь тертя прецизійних пар трибомагнітним спільно з електрохімічними методами, що збільшує інтенсивність відновлення. Визначено параметри відновлення парамагнітних і діамагнітних матеріалів.

Література

1. *Стерхов А.В.* Улучшение эксплуатационных характеристик червячных редукторов путем применения масел на основе полиэтиленгликолей / А.В. Стерхов, Л.Н. Багдасаров // Проблема совершенствования технологии производства и улучшения качества нефтяных масел: Сб. тр.: – М.: Нефть и газ, 1996. – С. 195–198.
2. *Коллоидные свойства и каталитический эффект мицеллярных систем и микроэмульсий в присутствии полимеров* / А.Р. Ибрагимов, Д.Б. Кудрявцев, Л.Я. Захарова и др. // Структура и динамика молекулярных систем. – К.: КГУ, 2003. – Вып. X, Ч. 2. – С. 99–102.
3. *Свирид М.М.* Комплекс для дослідження трибологічних параметрів вузла тертя / М.М. Свирид, В.Г. Парашанов, А.В. Онищенко // Проблеми тертя та зношування: наук.-техн. зб. – К.: НАУ, 2006. – Вип.45. – С.54–62.
4. *Мониторинг трибологических характеристик в полиэтиленгликоле* / М.Н. Свирид, В.Г. Парашанов, Л.Б. Приймак, А.Л. Шевченко // Проблеми тертя та зношування: наук.-техн. зб. – К.: НАУ, 2007. – Вип.48. – С.111–117.
5. *Патент* на корисну модель № 36601, G01N 3/56, 27.10.2008, Бюл. № 20, 2008 р.

Стаття надійшла до редакції 07.09.09.

УДК 528.715:629.735(045)

М.П. Матійчик, к.т.н., доц.
Т.Ю. Лаврик, студ.
Н.О. Суворова, асист.
І.А. Качало, студ.

ОСОБЛИВОСТІ ПРОЦЕСУ ВИКОНАННЯ АЕРОЗНІМАЛЬНИХ РОБІТ БЕЗПІЛОТНИМИ ТРАНСПОРТНИМИ ЗАСОБАМИ

Розроблено структури технологічних процесів виконання аерознімальних робіт за допомогою пілотованих та безпілотних транспортних засобів. Встановлено відмінності у технологіях проведення аерознімальних робіт для двох різних транспортних засобів. Запропоновано шляхи удосконалення технологічних процесів, аерознімальних робіт.

We gave designed the structures of the technical processes doing the air picturing works with the help of manned and unmanned air vehicles. Also we have made a distinctions in the technology of the process for two different vehicles. We proposed the ways of advancing of the processes.

аерознімальні роботи, безпілотне повітряне судно, пілотоване повітряне судно, технологічний процес проведення аерознімальних робіт, час виконання технологічного циклу аерознімальних робіт

Вступ

Аерознімальні роботи (АЗР) – класичний приклад залучення цивільної авіації для потреб економіки. Вони належать до авіаційних робіт, коли у польоті повітряне судно (ПС) не втрачає маси корисного навантаження, і є надзвичайно різноманітними. При цьому класифікаційними ознаками є зони спектру електромагнітних хвиль, висота аерознімання, тип аерофотоапарата (АФА) тощо. Важливим є також конструктивні особливості ПС, які впливають на якість та види АЗР, що виконуються.

Останніми роками набуває ваги фактор впровадження у практику виконання АЗР безпілотних транспортних засобів у вигляді безпілотних повітряних суден (БПС). У цивільній авіації БПС втілюють у життя ефективні безлюдні технології, основані на ідеї винесення людини з борту рухомого об'єкта, що зрештою зменшує питомі витрати під час виконання технологічного процесу аерознімання [1].

Постановка проблеми

Загальновідомо, що цивільну авіацію використовують для перевезень та авіаційних робіт (АР). З точки зору теорії транспортних процесів АР відрізняються від класичних перевізних процесів. Проте нині невідомі відмінності структури АР від структури перевізного процесу, що накладає значні труднощі на віднесення того чи іншого їх виду до напрямку досліджень, породжує ускладнення у понятійному апараті під час визначення мети, меж та структури досліджень, ускладнює

проведення техніко-економічних обґрунтувань та визначення показників ефективності АР.

Впровадження у практику БПС гальмується у зв'язку з браком розробок, у яких було б встановлено параметри технології виконання АЗР за допомогою БПС.

Відповідно мета дослідження полягає у встановленні закономірностей розподілу технологічного часу під час проведення АЗР із застосуванням вказаних ПС. Це дасть змогу розробникам та експлуатантам авіаційної техніки отримати фактичний матеріал для формування тактико-технічних вимог до БПС цивільної авіації, спеціалізованих на виконанні АЗР.

Вирішення проблеми

Класичний технологічний процес проведення АЗР за допомогою пілотованого ПС (ППС) можна подати у вигляді таких етапів (рис. 1):

- 1) отримання дозволу на політ;
- 2) підготовка до знімального польоту;
- 3) отримання завдання на політ;
- 4) вирулювання ППС на ЗПС;
- 5) зліт ППС;
- 6) переліт на місце виконання АЗР;
- 7) виконання польоту зі зйомкою:
 - а) передача матеріалів аерознімання на наземне обладнання;
 - б) виконання розворотів;
- 8) повернення літака на місце базування;
- 9) посадка ППС;
- 10) зарулювання зі злітно-посадкової смуги (ЗПС) на стоянку;



Рис. 1. Структурна схема технологічного процесу проведення АЗР за допомогою ППС Ан-2

11) оброблення матеріалів аерознімання в аерофотограметричній лабораторії (АФГЛ);
12) передача матеріалів аерознімання замовнику. Це циклічний процес з елементами 1–12 певною мірою подібний до процесу авіаційних перевезень (звичайною стрілкою позначається перехід від одного етапу до іншого, пунктирною – перехід до наступного етапу під час аерознімання у режимі on-line, двобічною стрілкою з'єднуються етапи, які виконують одночасно).

Перевізним вважають процес, у якому повною мірою подано всю сукупність операцій від моменту підготовки вантажу до відправлення і до моменту його отримання.

Однак для АЗР етапів навантаження та розвантаження немає. У структурі АЗР вони замінені на етапи 1–5 та 9–12. Від перевізного процесу залишається тільки складова транспортування, яку можна трактувати як процес переміщення АФА (етапи 6–8). Такий технологічний процес для ППС набуває ознак спеціалізованого, і відповідно розрахунки його параметрів відмінні від розрахунків перевізного процесу.

Коли БПС виконуються АЗР, то через його характерні риси структура технологічного процесу певним чином змінюється. Її можна подати у вигляді таких етапів:

- 1) отримання дозволу на політ;
- 2) транспортування БПС від місця базування до місця виконання АЗР;
- 3) розвантаження, складання та заправка БПС, підготовка катапультного пристрою;
- 4) проведення передпольотного огляду БПС згідно з регламентом;
- 5) задавання параметрів польоту та аерознімання;
- 6) запуск, зліт та набір висоти БПС;
- 7) політ з виконанням АЗР:
 - а) передача матеріалів аерознімання на наземне обладнання;
 - б) виконання розворотів;
- 8) посадка БПС;

- 9) пошук БПС та його транспортування до місця базування на ділянці виконання АЗР;
- 10) розбирання БПС, злив палива, протирання та завантаження БПС в автомобіль;
- 11) транспортування від місця виконання АЗР до місця базування;
- 12) передавання та оброблення матеріалів аерознімання в АФГЛ;
- 13) передавання матеріалів аерознімання замовнику.

Структурну схему технологічного процесу проведення аерознімальних робіт БПС зображено на рис. 2.

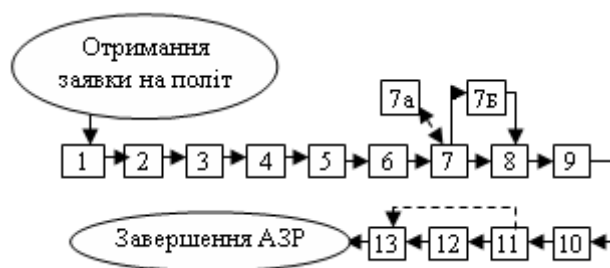


Рис. 2. Структурна схема технологічного процесу проведення АЗР за допомогою БПС

Безпілотне ПС у нашому випадку – це крилатий літальний апарат «Жайвір М6» (рис. 3), який має такі технічні характеристики [2]:

- стартова маса – до 11 кг;
- маса корисного навантаження – до 5 кг;
- розмах крила – 1,6 м;
- максимальна швидкість – 160 км/год;
- потужність двигуна – 2,5 кВт;
- максимальне віддалення в автоматичному режимі – 5 км;
- спосіб старту – катапультний;
- спосіб посадки – на шасі або парашутний;
- тривалість польоту – 2,5 год.

Особливістю БПС «Жайвір М6» є те, що його можна доставляти на базовому автомобілі або на іншому транспорті на місце виконання робіт, а також повертати на місце постійної дислокації.



Рис. 3. Вигляд БПС «Жайвір М6» (3/4 справа)

Відповідно зі структури (рис. 2) виключаються етапи, які виконує літак Ан-2: переліт зі ЗПС до місця виконання робіт та повернення на нього.

З точки зору профілю польоту, АЗР виконуються як сукупність паралельних заходів (маршрутів) з розворотами ПС на 180° . Сюди не включали час отримання дозволу на політ, а також технологічний час передачі та оброблення матеріалів, перзнімання матеріалів для замовника. Указані інтервали часу приблизно однакові для обох випадків [3].

У розрахунках враховували таке:

- місце виконання АЗР розташоване на відстані 10 км від місця базування;
- робоча швидкість БПС «Жайвір М6» – 130 км/год;
- район виконання АЗР – 20×2 км;
- БПС приземлюється на відстані приблизно 100 м від бази;
- довжина ЗПМ для посадки ППС Ан-2 становить 100 м;
- не враховували час виконання етапів, що мають приблизно однакові показники для БПС та ППС (для БПС етапи 1, 12, 13; а для ППС – 1, 11, 12).

Кількість заходів ПС під час виконання АЗР розраховували для БПС «Жайвір М6» та для ППС Ан-2 враховуючи, що АЗР виконуються за допомогою АФА «Leica RC-30» з об'єктивом «15/4 UAG-S» з фокусною відстанню 153 мм та кутом поля зору 90° . Заданий лінійний масштаб $M_c = 1000$. Розмір кадру аерознімки 23×23 см.

Схему для обчислення характеристик аерофотографування подано на рис. 4 [4].

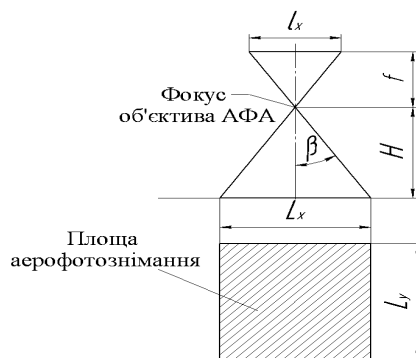


Рис. 4. Схема до обчислення характеристик аерофотографування

Алгоритм проведення розрахунків (рис. 5) послідовний і не містить зворотних зв'язків. Розрахункові формули подано в табл. 1 [4].

Згідно з класичною траєкторією виконання аерознімання, до розрахунку потрібно також включити час виконання віражу, оскільки розворот на 180° є перехідним елементом, що з'єднує паралельні заходи ПС. Час виконання віражу для розвороту на 180° розраховували згідно з працею [5].

Нормальне перевантаження ПС на віражі

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma},$$

де

γ – кут крену ПС.

Для БПС «Жайвір М6» допускається $\gamma = 65^\circ$, а для ППС Ан-2 $\gamma = 30^\circ$. Тоді перевантаження для БПС «Жайвір М6»:

$$n_{yM} = \frac{1}{\cos \gamma_M}; n_{yM} = \frac{1}{0,423} \approx 2,364.$$

Відповідно для БПС „Жайвір М6” $n_{yM} = 2,364$, а

для ППС Ан-2 $n_{yAn-2} = 1,155$.

Потрібну швидкість для виконання віражу знаходили з виразу:

$$V_{vir} = V_{кр} \sqrt{n_y},$$



Рис. 5. Алгоритм розрахунків характеристик аерознімального польоту ПС

Таблиця 1

Розрахункові формули для обчислення характеристик аерофотографування

Номер кроку	Розрахункова формула	Одиниці вимірювання	Абсолютне значення результату
1	$H = fM_c$, де f – фокусна відстань об'єктива АФА	м	153
2	$\frac{1}{m} = \frac{f}{H}$	–	$m = 1:1000$
3	$L_y = l_y M_c$, де l_y – розмір сторони аерознімання, перпендикулярної до напрямку польоту	м	230
4	$L_x = l_x M_c$, де l_x – розмір сторони аерознімання, паралельної напрямку польоту	м	230
5	$a = l_x \left(\frac{100 - p}{100} \right)$, де p – поздовжнє перекриття між аерознімання	м	9,2
6	$L = 2Htg(\alpha + \beta_y)$, де α – кут відхилення осі АФА від вертикалі; β_y – половина кута поля зображення АФА по поперечній стороні аерознімання	м	306
7	$N_{\text{зн. зах}} = \frac{nS_x}{L_a}$, де S_x – довжина маршруту	шт.	3
8	$Q = \frac{q}{100} l_y M_c$	м	69
9	$R = L - Q$	м	237
10	$N_{\text{зах}} = \frac{S_y}{R}$, де S_y – ширина фотографованої ділянки місцевості	шт.	9
11	$N_{\text{зн. заг.}} = N_{\text{зн. зах}} N_{\text{зах}}$	шт.	27
12	$N_{\text{л/вил}} = \frac{N_{\text{зн. заг.}}}{N_{\text{зн. АФА}}}$	шт.	1
13	$t_{\text{політ}} = N_{\text{зах}} \frac{S_x}{V_{\text{кр}}}$	хв	83/67,5 (БПС/ЛПС)

де $V_{кр}$ – крейсерська швидкість ПС.

Тоді для БПС «Жайвір М6»

$$V_{вір М6} = 55,52 \text{ м/с,}$$

для ППС Ан-2

$$V_{вір Ан-2} = 7,76 \text{ м/с.}$$

Радіус правильного віражу знаходили з формули

$$r_{вір} = \frac{V_{вір}^2}{g\sqrt{n_y^2 - 1}}.$$

Для БПС «Жайвір М6»

$$r_{вір М6} = 147 \text{ м;}$$

для ППС Ан-2

$$r_{вір Ан-2} = 402 \text{ м.}$$

Довжина шляху на віражі дорівнює:

$$L_{вір} = \pi r_{вір}.$$

Для БПС «Жайвір М6»

$$L_{вір М} = 461,5 \text{ м;}$$

для ППС Ан-2

$$L_{вір Ан-2} = 12612 \text{ м.}$$

Час виконання віражу обчислювали за формулою

$$t_{вір} = \frac{L_{вір}}{V_{вір}}.$$

Відповідно для БПС «Жайвір М6»

$$t_{вір М} = 8,3 \text{ с;}$$

для ППС Ан-2

$$t_{вір Ан-2} = 26,4 \text{ с.}$$

Розраховували час виконання розворотів за співвідношенням:

$$t_{розв} = t_{вір} (N_{зах} - 1).$$

Час для БПС «Жайвір М6»

$$t_{розв М} = 66,4 \text{ с} \approx 1,1 \text{ хв.}$$

Для Ан-2

$$t_{розв Ан-2} = 211,2 \text{ с} \approx 3,5 \text{ хв.}$$

Отримані результати розрахунків подано в табл. 2.

Примітка:

* місце виконання АЗР на відстані 10 км від місця базування;

** етапи 7 та 7а виконуються одночасно; робоча швидкість БПС «Жайвір М6» – 130 км/год, Ан-2 – 160 км/год;

*** район виконання АЗР – 20 × 2 км;

**** у теплий період;

***** парашутний спосіб посадки;

***** літаковий спосіб посадки;

***** посадка БПС на відстані приблизно 100 м;

***** довжина ЗПМ 100 м [3].

Таблиця 2

Результати розрахунків часу виконання технологічного циклу АЗР за допомогою БПС та ППС

БПС «Жайвір М-6»		ППС Ан-2	
Етап АЗР	Час виконання	Етап АЗР	Час виконання
1	–	1	–
2*	10	2	53 ^{****}
3	10	3	1
4	0,5	4	1,5
5	5	5	1,2
6	0,5	6*	3,75
7**	83	7**	67,5
7а**	–	7а**	–
7б***	1,1	7б***	3,5
8	0,22 ^{*****} / 0,5 ^{*****}	8*	3,75
9	1 ^{*****}	9	0,7 ^{*****}
10	10	10	1,5
11	10	11	–
12	–	12	–
13	–	–	–
Σ ≈ 131,6 хв ≈ 2 год 12 хв		Σ ≈ 137,4 хв ≈ 2 год 18 хв	

Графіки розподілу часу виробничого циклу БПС та ППС під час виконання АЗР залежно від етапу зображено на рис. 6 та 7.

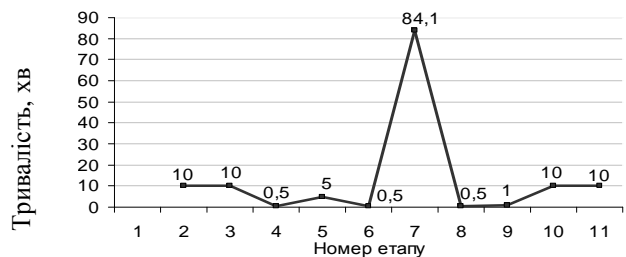


Рис. 6. Розподіл часу виробничого циклу БПС під час виконання АЗР залежно від етапу циклу

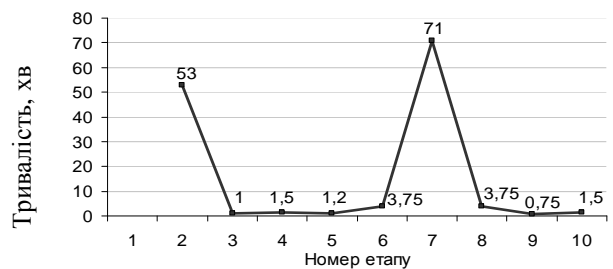


Рис. 7. Розподіл часу виробничого циклу ППС під час виконання АЗР залежно від етапу циклу

Графічна інтерпретація результатів дослідження показує, що суттєва відмінність між виконанням АЗР за допомогою ППС та БПС спостерігається переважно під час виконання етапів 2 та 3, причому менші показники затрат часу притаманні БПС. На етапі 5 певний «стрибок» затрат (у бік погіршення) відбувається з БПС. На етапі 7 ППС дещо ефективніший. Це відбувається внаслідок більш високої крейсерської швидкості польоту ППС Ан-2. На етапах 9 та 10 затрати часу у БПС знову зростають.

Розрахунковий загальний час виконання АЗР за допомогою БПС та ППС майже однаковий (відрізняються лише на 6 хв) і становить 2 год 12 хв та 2 год 18 хв відповідно. Безпосередній час виконання АЗР для БПС перевищує час виконання допоміжних робіт на 36,6 хв, тобто більше ніж у 1,77 разу. Відповідно для ППС це перевищення сягає 4,6 хв тобто більше ніж у 1,07 разу.

Під час використання ППС більше часу потребують допоміжні роботи з його підготовки до польоту. У разі застосування БПС час безпосереднього виконання робіт становить 64 % від всього часу, а у разі застосування ППС – 52 %, причому підготовка до польоту становить 39%, тоді коли для БПС підготовка до польоту становить лише 8 %.

Висновки

1. Для зменшення часу на етапі 5 потрібно удосконалити програмні засоби задавання профілю автоматичного польоту БПС.

2. З метою зменшення затрат часу на етапі безпосереднього виконання аерознімального польоту БПС (етап 7), потрібно збільшувати швидкість його крейсерського польоту.

3. Витрати часу під час посадки БПС можна зменшити, виконуючи її у пілотованому режимі (RC-pilot), щоб домогтися максимального наближення БПС до базового транспортного засобу. Режим парашутної посадки буде неконтрольовано збільшувати вказаний час.

4. Для зменшення часу на «монтаж-демонтаж» з транспортного положення та навпаки (етапи 3 та 9), потрібно в цьому напрямку максимально спрощувати конструкцію БПС.

Література

1. *Лавров Л.Д.* Справочник по авиационно-химическим работам в сельском хозяйстве / Л.Д. Лавров. – М.: Транспорт, 1968. – 192 с.
2. *Матійчик М.П.* Економічна ефективність захисту рослин за допомогою безпілотних літальних апаратів / М.П. Матійчик, Г.М. Михайлов, Г.М. Юн // Зб. наук. пр. Київського університету економіки і технологій транспорту. – 2007. – Вип. 9. – С. 175–181.
3. *Матійчик М.П.* Аналіз виробничих процесів «малої авіації» за транспортною складовою / М.П. Матійчик, Г.М. Юн // Зб. наук. пр. Київського університету економіки і технологій транспорту. – 2008. – Вип. 11. – С. 154–162.
4. *Лавский В.М.* Авиационный справочник (для летчика и штурмана) / В.М. Лавский. – М.: Воениздат, 1964. – 416 с.
5. *Справочник авиационного техника* / сост.: И.С. Мурза и др. – М.: Воениздат, 1961. – 512 с.

Стаття надійшла до редакції 16.06.09.

УДК 629.735.015.4.017.1/018.4-03:
620.178.38:513.6

С.С. Дубровський, асп.

ЛОКАЛІЗАЦІЯ КРИТИЧНИХ ЗОН ПОШКОДЖЕННЯ РОТОРНИХ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Обґрунтовано вибір критичних зон і точок для проведення експериментальних досліджень міцності матеріалу за параметрами навантажень в цих точках.

The choice of critical areas and points is grounded for the leadthrough of experimental researches on the parameters of lading in these points.

газотурбінний двигун, довговічність, зона, навантаження, пошкодження

Вступ

З кожним новим поколінням авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) і енергетичних установок підвищуються параметри робочого циклу двигуна, передусім температура газу перед турбіною, яка в найближчій перспективі досягне 2000 К. Водночас закони ринку визначають необхідність значного скорочення терміну і вартості створення двигуна зі збереженням високих показників надійності. Тому в основу сучасної методології створення нового двигуна має бути покладена розрахунково-аналітична методика, побудована на розробленні адекватної математичної моделі, що уміло поєднує теоретичні дослідження та експеримент.

Аналіз досліджень і публікацій

У розробленні досліджень значний внесок зробили радянські школи дослідників під керівництвом Г.С. Пісаренка, Ю.І. Работнова, І.А. Біргера, С.В.Серенсена [1–4].

Значну увагу моделюванню довговічності приділяв у своїх роботах Л.П. Лозицький [2]. Саме він запропонував модель довговічності матеріалів для найбільш узагальненого виду навантаження деталей ГТД – трикомпонентного навантаження. Навантаження конструктивних елементів двигуна добре висвітлено в праці Л.П. Лозицького та А.М. Ветрова [3].

Найбільш поширеним методом експериментальних досліджень, що дозволяє вимірювати й аналізувати напружений і деформований стан зразків, є метод Коффіна. Цей метод порівняно простий, дозволяє всебічно досліджувати і досить точно задавати параметри теплового і напруженого стану.

У працях І.А. Владімірова і Г.Н. Третьяченка [3; 4] переконливо показано практичну лінійну залежність вичерпання несучих здатностей лопаток газових турбін ГТД від кількості нестационарних режимів, особливо «запуск – різка зупинка», які значно небезпечніші від режимів «запуск – випробування – зупинка» чи «зліт». Цим підтверджується [4] можливість і необхідність подальшого розвитку методів оцінювання довговічності матеріалів і конструктивних елементів, що працюють в екстремальних умовах термомеханічного навантаження, на основі гіпотези лінійного підсумовування пошкоджень з використанням нагромаджених характеристик тривалої міцності.

Постановка завдання

Проведений аналіз літературних джерел показав, що з упровадженням нових матеріалів натепер великого значення набуває розроблення та використання методів прогнозування міцності й довговічності матеріалів з урахуванням впливу експлуатаційних факторів, значно розширює можливість застосування комп'ютерного моделювання. Розроблено багато моделей і методів визначення запасу міцності дисків і лопаток турбіни (метод Менсона, маршовий метод, метод скінченних елементів та ін.), але вони майже всі спираються на довідкові дані або деякі емпіричні формули, що вносить ряд неточностей в одержані результати. Ураховуючи різноманітність використовуваних матеріалів (застосування нових матеріалів) і умов їх експлуатації, отримати необхідну інформацію для розрахунків у повному обсязі можна переважно шляхом проведення відповідних експериментальних випробувань.

Тому велику увагу приділяють вирішенню завдань з розроблення методів прискорених випробувань експериментальним шляхом, що ґрунтується на пошуку оптимальних програм навантаження.

Для того щоб параметри випробувань відповідали експлуатаційним, види навантаження потрібно визначати з урахуванням реальних умов на базі ймовірного аналізу статичних, термоциклічних і динамічних силових навантажень, що діють на деталь. Для цього необхідно визначити навантаження, «критичні точки» з максимальною дією термомеханічних навантажень та зони пошкоджень матеріалу деталей.

Мета досліджень – визначення «критичних точок» з максимальною дією змінних протягом польоту силових і температурних навантажень для визначення параметрів випробувань матеріалів на термомеханічну втому, що реалізуються в експериментальній установці [5].

Визначення критичних точок

Об'єктом дослідження є робочі лопатки і диски турбіни ГТД, які зазнають протягом польоту дії змінних силових і температурних навантажень. Зазвичай для розрахункової оцінки міцності вибираються режими з максимальною частотою обертання, максимальними температурами, максимальною тривалістю і формуються в узагальнені польотні цикли.

Польотні цикли навантаження зручно замінити набором елементарних циклів (рис. 1), що характеризують особливості реального польотного циклу.

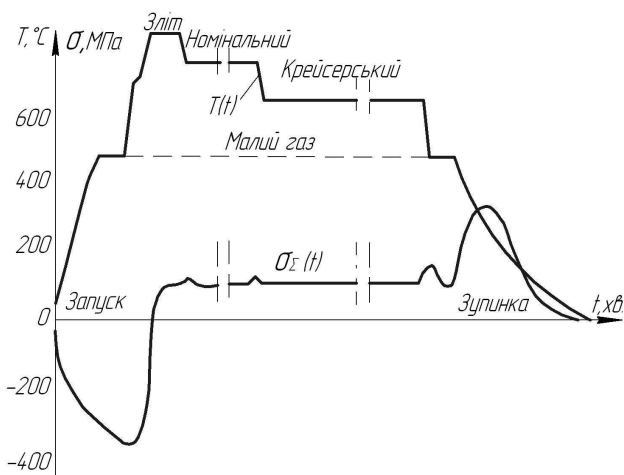


Рис. 1. Зміна температури робочої лопатки і сумарних навантажень за польотний цикл

Розглянемо дію навантажень на лопатки і диски турбіни на стаціонарному і перехідних режимах роботи ГТД.

Стаціонарний (сталій) режим

Змінні статичні навантаження, що діють на робочу лопатку (рис. 2) від газових і відцентрових сил, викликають згинальну та розтяжну напругу і напругу кручення. Максимальне сумарне навантаження, як відомо, виникає на відстані 0–20 % від кореневого перетину робочої лопатки.

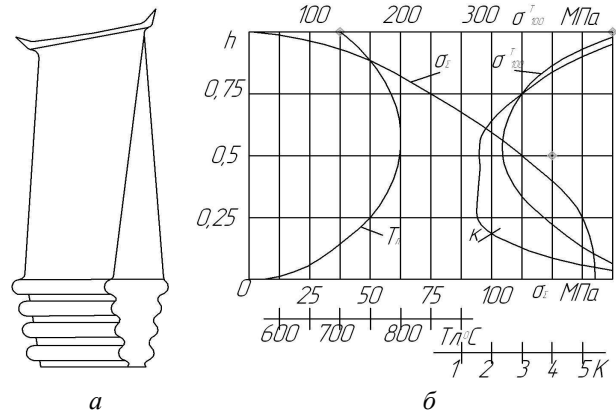


Рис. 2. Робоча лопатка (а) та графік (б) зміни напружень – σ_{Σ} , температури – $T_{\text{л}}$, межі довготривалої міцності – σ_{100}^T та коефіцієнта запасу міцності – K , по довжині лопатки – \bar{h} .

Тому критичну точку 3 беремо на відстані 20 % висоти лопатки від кореня (рис. 3), це перетинання з мінімальним коефіцієнтом запасу міцності, у зв'язку з максимальною дією сумарної напруги σ_{Σ} .

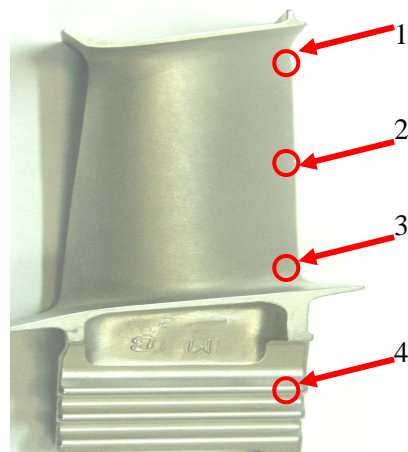


Рис. 3. Зображення критичних точок 1–4

Цю обставину враховують при створенні камери згоряння ГТД шляхом оптимального формування поля температур вхідного в ступінь турбіни газу так, щоб максимум температури доводився приблизно на середню частину соплових і робочих лопаток (рис. 2).

Нерівномірність температурного поля по перетину може становити 200–300 °С по висоті [3]. Це дозволяє істотно підвищити запас міцності високонавантаженої кореневої частини.

Максимальне нагрівання лопатки відбувається в центральній зоні.

Проте внаслідок відведення тепла з профільної частини лопатки в хвостовики та обід диска, які інтенсивно охолоджуються повітрям, температура біля кореня лопатки $T_{ЛК}$ значно нижча за середню температуру $T_{СР}$.

У зв'язку з цим розподіл температури по висоті лопатки можна описати рівнянням [3]

$$T_{Л} = T_{СР} - \Delta_{ТК} \left[3 \left(\frac{h}{h_{П}} \right)^2 - 4 \left(\frac{h}{h_{П}} \right) + 1 \right],$$

відповідно до якого максимальні температурні градієнти розміщені на відстані приблизно 65 % висоти лопатки від кореня.

Різниця температур між профільною частиною лопатки та ободом напрямного апарата (бандажними полками робочих лопаток) спричиняє навантаження обода і призводить до появи в місцях концентрації локальних зон високого термічного напруження, що зумовлює утворення тріщин від термічної втоми (рис. 4).

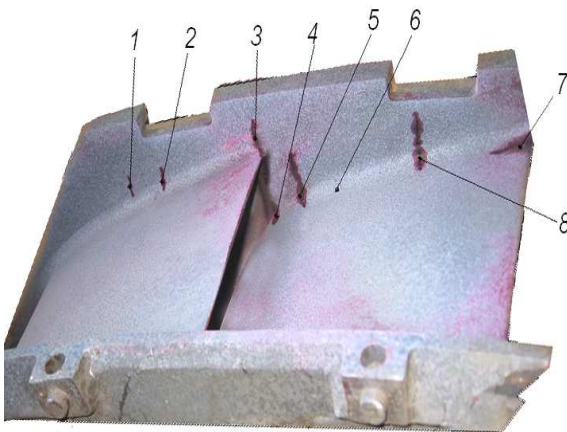


Рис. 4. Наслідки термічної втоми в напрямному апараті:

1–8 – тріщини в сегменті соплових лопаток

У зв'язку з цим критичну точку 1 визначаємо на кромках пера лопатки в місцях з'єднання з ободною частиною.

Критичну точку 4 припускаємо в зоні дії максимальної напруги розтягування, а саме – в першій западині хвостовика лопатки [3].

Рівномірне підвищення температури в перетинах диска не змінює температурних навантажень.

Перехідні режими роботи газотурбінного двигуна

За перехідних режимів роботи ГТД (рис. 1) необхідно враховувати таке явище, як різка зміна температури робочого тіла.

Максимальні перепади температури по перетину лопатки виникають у разі різких і глибоких тепловмінь у процесі запуску, проб прийомистості і зупинки, особливо в повітрі на режимі авторотації і можуть досягати значень 250–650 °С.

Вхідні та вихідні кромки лопаток нагріваються значно швидше, ніж середня частина профілю (рис. 5) і тому є найбільш навантаженими зонами.

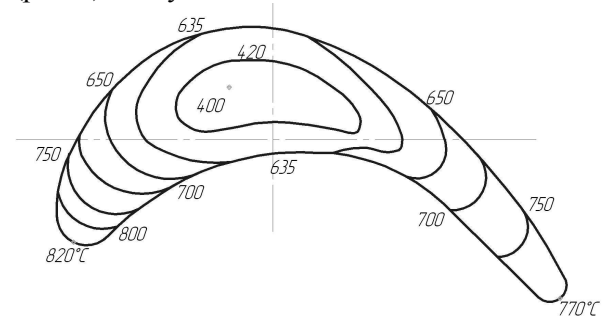


Рис. 5. Поле температур у перетині лопатки

Температура кромки змінюється майже одночасно з температурою газу (різниця становить декілька десятків градусів) [6].

Це зумовлює появу полів температур і термічного напруження, що характеризуються значною нерівномірністю по перетину і в часі, особливо в процесі запуску й зупинки двигуна. Причиною термічного напруження є обмежені температурні деформації.

Зміна режиму нагрівання на режим охолодження викликає в критичній зоні зміну знака і величини напруги.

Стискувальне напруження, що виникає в цій зоні під час нагрівання, змінюється на розтяжне під час охолодження (рис. 6), що спричиняє утворення тріщин [6].

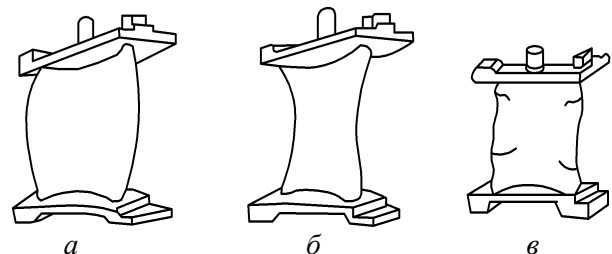


Рис. 6. Схема утворення тріщин термічної втоми в соплових лопатках:

а – після збільшення температури перед турбіною (запуск);

б – після зниження температури;

в – після циклічної зміни температури з утворенням тріщин

Дія змінних термічних навантажень максимальна в зоні на відстані приблизно 65 % висоти лопатки від кореня в зв'язку з дією максимальної температури (рис. 2). Тому критичну точку 2 беремо в цій зоні.

Дослідження дисків, зруйнованих під час експлуатації та циклічних випробувань з аналізом їх навантаження дозволяють визначити критичну точку (рис. 7) у районі замкового паза, оскільки більшість руйнувань дисків по замкових пазах мають утомний міжкристалічний характер і відбувається внаслідок циклічної дії комплексних термомеханічних навантажень.

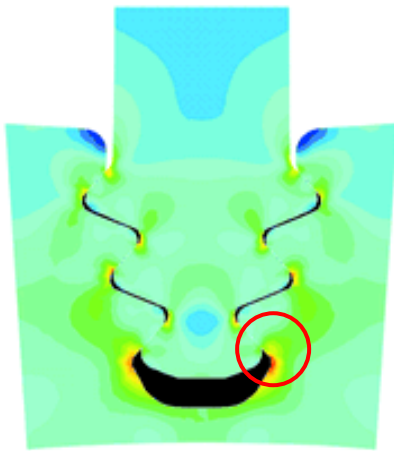


Рис. 7. Інтенсивність напруження в районі замкового паза диска

В умовах циклічного запуску і зупинки під дією глибоких тепломінів знакозмінна пластична деформація концентрується в маточині диска, викликаючи істотне циклічне «осідання» нагромаджених у процесі роботи пластичних деформацій [7].

Ці критичні точки за сумісної дії експлуатаційних чинників і термомеханічних навантажень є осередком зародження тріщин, пошкодження та руйнування. Тому експериментально визначати властивості жароміцних матеріалів, що фактично реалізуються в деталі, потрібно на зразках для різних зон деталі і обов'язково для критичних точок як з погляду дії експлуатаційних навантажень, так і з урахуванням наслідків цих дій.

Види навантаження при цьому визначаються з урахуванням реальних умов експлуатації на базі ймовірнісного аналізу статичних, циклічних термічних навантажень, що діють у запропонованих критичних точках деталі.

Висновки

Для виконання розрахунку на довговічність жароміцних матеріалів необхідно знати закономірності зміни характеристик міцності й навантаження в часі за запропонованими критичними точками, і тоді за результатами випробувань зразків з конкретних матеріалів можна з наперед заданою ймовірністю визначити момент часу, коли міцність дорівнювала напруженням, спричиненим навантаженням, тобто відбудеться руйнування.

Література

1. Писаренко Г.С. Прочность материалов и элементов конструкции в экстремальных условиях / Г.С. Писаренко, Н.С. Можаровский. – К.: Наук. думка, 1980. – Т.1. – 535 с.
2. Лоцицкий Л.П. Расчет долговечности в условиях трехкомпонентного нагружения / Л.П. Лоцицкий // Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей: сб.науч.тр. – К.: Книга, 1971. – Вып. 1. – С. 21–25.
3. Лоцицкий Л.П. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей / Л.П. Лоцицкий, С.Н. Ветров. – М.: Воздуш. трансп. 1992. – 536 с.
4. Третьяченко Г.Н. Несущая способность лопаток газовых турбин / Г.Н. Третьяченко, Л.В. Кравчук, Р.И. Курият, А.П. Волощенко. – К.: Наук. думка, 1975. – 290 с.
5. Дубровский С.С. Установка и программа для испытаний жаропрочных материалов на термоциклическую долговечность / С.С. Дубровский // Тез. докл. Междунар. молодежной науч.-техн. конф. «Молодежь в авиации: новые решения и перспективные технологии». – К.: ЗНТУ, 2007. – С. 31–35.
6. Гоголев И.Г. Повышение надежности направляющих аппаратов высокотемпературных газовых турбин / И.Г. Гоголев, А.М. Дроконов, Ю.И. Фокін // Вестник Брянского государственного технического университета. – 2007. – № 3 С. 15–20.
7. Серветник А.Н. Расчетное исследование малоциклового повреждения в дисках ГТД в условиях полетного цикла / А.Н. Серветник, К.Д. Каримбаев // Вісник двигунобудування. – 2007. – №1. – С. 21–25.

ВИВЧЕННЯ САПР УКРАЇНСЬКИМИ ІНЖЕНЕРАМИ

Національний авіаційний університет у складі консорціуму Дрезденського технічного університету (Німеччина), Ліберецького технічного університету (Чеська Республіка), Житомирського державного технічного університету, Запорізького національного технічного університету, Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» отримав грант Європейської Комісії за програмою ТЕМПУС на виконання проекту «Навчальний магістерський курс «Системи автоматизованого проектування» JER_27198_2006 (2 роки)».

Для координації робіт з реалізації міжнародної програми ТЕМПУС створено робочу групу на чолі з координатором проекту в Національному авіаційному університеті професором А.М. Грековим і затверджено програму виконання проекту. З 1 вересня 2008 р. розпочато підготовку пілотної групи магістрів за програмою ТЕМПУС за спеціальністю 8.100101 «Літаки і вертольоти» (випускова кафедра – кафедра гідрогазових систем Аерокосмічного інституту) з поглибленим вивченням комп'ютерних технологій із 3D моделювання. Для забезпечення підготовки в університеті магістрів за програмою ТЕМПУС розроблено навчальний і робочий навчальний плани за спеціальністю 8.100101 «Літаки і вертольоти», модернізовано навчальні і робочі навчальні програми з дисциплін 3D моделювання. Викладачі кафедри гідрогазових систем доцент Р.О. Макаренко і асистент В.І. Литвиненко пройшли стажування у Дрезденському технічному університеті. За кошти Європейської комісії створено сучасний комп'ютерний клас САПР, отримано відповідне ліцензійне програмне забезпечення.

Підсумки виконання проекту підведено на Міжнародній науково-методичній конференції, яка відбулася в Національному авіаційному університеті з 25 по 27 червня 2009 р. На основі досвіду європейських університетів-партнерів (членів консорціуму) розроблено магістерські курси «Комп'ютерне проектування промислового обладнання», «Комп'ютерне проектування механічних систем за спеціальностями «Металорізальні верстати і системи» в Запорізькому національному технічному університеті і Житомирському державному технічному університеті, «Технологія машинобудування» – в Національному технічному університеті «Харківський політехнічний інститут» і «Літаки і вертольоти» – в Національному авіаційному університеті.

Результати проекту:

- 1) навчальні плани українських університетів мають модульну структуру і кредити ECTS слугують мірою об'єму знань, здобутих студентами під час вивчення того чи іншого модуля, що дозволяє українським студентам вивчати окремі модулі програми в Дрезденському технічному університеті або в Ліберецькому технічному університеті;
- 2) розроблено міжуніверситетські договори, підписання яких дозволить українським студентам навчатися паралельно-послідовно в Україні та Ліберецькому технічному університеті з метою здобуття двох дипломів – українського і чеського;
- 3) 16 викладачів (по чотири з кожного українського університету-члена консорціуму) пройшли двотижневе підвищення кваліфікації – у Дрезденському технічному університеті і Ліберецькому технічному університеті;
- 4) один кращий студент магістерської програми з комп'ютерного проектування з кожного українського університету-члена консорціуму пройшов двомісячне стажування в одному з європейських університетів-партнерів: студенти Житомирського державного технічного університету і Національного авіаційного університету в Дрезденському технічному університеті, студенти Запорізького національного технічного університету і Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» у Ліберецькому технічному університеті;
- 5) у всіх українських університетах-учасниках проекту створені навчальні класи, обладнані спеціальними комп'ютерними станціями для САД проектування, програмним забезпеченням, плотером і відеопроєктором;
- 6) розроблено й видано навчально-методичні матеріали для дисциплін магістерських програм з комп'ютерного проектування;
- 7) між викладачами – учасниками проекту – встановилися неформальні дружні стосунки, що дозволило розробити й подати на розгляд у Європейську Комісію низку нових проектів за програмою ТЕМПУС IV.

Всі університети, що виконували цей проект, є учасниками даної програми. Все це є яскравим прикладом ефективності співпраці українських університетів із Європейською Комісією з підвищення рівня підготовки випускників українських університетів.

Б.Б. Самотокін,
доктор технічних наук, професор
Г.Й. Зайончковський,
доктор технічних наук, професор

АЕРОКОСМІЧНІ СИСТЕМИ МОНІТОРИНГУ ТА КЕРУВАННЯ

УДК 656.7.052(045)

В.П. Харченко, д.т.н., проф.
І.М. Буцик, к.пед.н.
О.М. Алексєєв, асп.

МЕТОДИ ПРИЙНЯТТЯ ПРАВИЛЬНОГО РІШЕННЯ ДИСПЕТЧЕРОМ ПІД ЧАС ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНОГО РУХУ

Розглянуто основні методи в системі «диспетчер – інформаційне середовище – екіпаж повітряного корабля», які визначають прийняття рішення диспетчером з керування повітряним рухом.

In the article certain and the considered basic methods in the system “air traffic controller – environment – crew”, which determine the decision-making by air traffic control.

аналіз, безпека польотів, обслуговування повітряного руху, прийняття рішення, ризик

Постановка проблеми

Обслуговування повітряного руху відбувається під впливом факторів невизначеності і спричиненого ними ризику, характеризується швидкоплинністю процесів, динамічністю повітряної ситуації, великим обсягом інформації та високим рівнем психоемоційного напруження на диспетчера.

За умови наявності у диспетчера точної і повної інформації підвищується можливість прийняття правильного рішення, а його наслідки зменшують ризик.

Наявність у диспетчера неточної, суперечливої або неповної інформації про умови виконання польотів, недостатній рівень його професійної підготовки, психофізіологічний стан у свою чергу підвищують ризик прийняття помилкового рішення та, як наслідок, виникнення неочікуваних, нестандартних ситуацій, які створюють загрозу безпечному виконанню польоту.

Отже, постає актуальне науково-практичне завдання розроблення дієвих методів прийняття рішень під час обслуговування повітряного руху.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

Значну увагу в наукових працях провідних учених у галузі авіації [1; 2–5] приділено локальним діям з прогнозування, ідентифікації та керування факторами ризику, а також висвітленню основних методологічних питань щодо створення і застосування математичних моделей управління рівнем безпеки польотів, проте недостатньо матеріалів, які містили б методологічні основи прийняття рішень на всіх етапах професійної діяльності авіаційних диспетчерів.

Аналіз методів прийняття управлінських рішень

Ефективність вибору того або іншого рішення визначається деяким критерієм F , що припускає кількісне уявлення. Фактори, від яких залежить ефективність вибору прийняття рішення, можна розбити на такі групи:

- 1) контрольовані – визначаються особами, що приймають рішення, X_1, X_2, \dots, X_i ;
 - неконтрольовані – вибір і дії осіб не впливають на прийняття рішень;
 - детерміновані – не випадкові фіксовані величини, значення яких відомі, A_1, A_2, \dots, A_p ;
 - стохастичні – випадкові величини і процеси з відомими законами розподілу Y_1, Y_2, \dots, Y_q ;
 - невизначені, для яких відома область, на яку поширюється закон розподілу, їх значення невідомі в момент прийняття рішення Z_1, Z_2, \dots, Z_r .
- Відповідно до виокремлених факторів критерій оптимальності можна подати у вигляді

$$F = F(X_1, X_2, \dots, X_i, A_1, A_2, \dots, A_p, Y_1, Y_2, \dots, Y_q, Z_1, Z_2, \dots, Z_r, t).$$

Значення контрольованих факторів зазвичай обмежені рядом природних причин, наприклад ресурсами. Математично ці обмеження можна подати у такому вигляді:

$$g_i = g_i(X_1, X_2, \dots, X_i, A_1, A_2, \dots, A_p, Y_1, Y_2, \dots, Y_q, Z_1, Z_2, \dots, Z_r, t) / (\leq \text{or} \geq) b_i, \quad (1)$$

$$i = \overline{1, m}.$$

Умови (1) визначають області $\Omega_{x_1}, \Omega_{x_2}, \dots,$

Ω_{x_i} простору, всередині яких розміщені можливі значення факторів X_1, X_2, \dots, X_i .

Аналогічно можуть бути обмежені й області можливих значень неконтрольованих факторів.

Прийняття рішень диспетчером та їх результативність є складним та відповідальним процесом інформаційного обміну між диспетчером та екіпажами повітряних кораблів.

У процесі обслуговування повітряного руху диспетчер для отримання необхідної інформації взаємодіє з різноманітними джерелами інформації, і його головне завдання полягає в її своєчасному аналізі, прийнятті правильних рішень та передачі їх засобами повітряного електрозв'язку екіпажам повітряних кораблів у вигляді вказівок, дозволів та інформації. Від їх правильності й обґрунтованості, відповідності тим умовам, обставинам, та ситуації, що складають у визначеному повітряному просторі в певний момент часу, залежить безпечно виконання польоту [5,6].

Результат прийнятого рішення залежить від вибраного рішення (стратегії керування) і деяких невідповідних фіксованих факторів, повністю відомих особі, що приймає рішення [7].

Стратегії керування можна подати у вигляді n -вимірної вектора

$$X = (x_1, x_2, \dots, x_n),$$

на компоненти якого накладено обмеження, зумовлені рядом природних причин:

$$g_i = g_i(A_i, X) \{ \leq, =, \geq \} b_i; \quad i = \overline{1, m}; \quad m \{ <, =, > \} n, \quad (2)$$

де

A_i – деякий вектор-рядок фіксованих невідповідних параметрів.

Умови (2) визначають область Ω_X допустимих значень стратегій X .

Ефективність прийняття управлінських рішень характеризується деяким числовим критерієм оптимальності F :

$$F = F(X, C),$$

де

C – вектор-рядок фіксованих, невідповідних параметрів.

Масиви A і C характеризують властивості об'єктів, що беруть участь у керуванні, і умови, в яких виконується керування.

Перед особою, що приймає рішення, стоїть завдання вибору такого значення

$$\overline{X} = (\overline{x}_1, \overline{x}_2, \dots, \overline{x}_n)$$

вектора керування

$$X = (x_1, x_2, \dots, x_n)$$

з області Ω_X його допустимих значень, яке максимізує значення критерію оптимальності F , а також значення \overline{F} цього максимуму:

$$\overline{F} = F(\overline{X}, C) = \max_{X \in \Omega_X} F(X, C), \quad (3)$$

де область Ω_X подано умовою (2).

У рівнянні (3) \overline{F} і \overline{X} – максимально досягне в умовах (1), (2) значення критерію оптимальності F і відповідне йому оптимальне значення вектора керування X .

Стан інформаційного середовища, в якому працює диспетчер, рівень професійної підготовки та психофізіологічний стан диспетчера – головні фактори, які сприяють прийняттю правильного рішення під час обслуговування повітряного руху [8–9].

Очевидним є те, що формальний підхід до збору, отримання, аналізу інформації про умови обслуговування повітряного руху та траєкторії руху повітряних кораблів створює передумови для помилкового рішення і може стати причиною неправильного або несвоечасного прийняття рішення диспетчером та призвести, щонайменше, до порушення встановлених вимог нормативних документів, які визначають організацію обслуговування повітряного руху, а в гіршому випадку – виникнення інциденту, аварії або катастрофи.

Багатокритеріальні задачі прийняття рішень

Вибираємо одне з множини рішень X з області Ω_X їх допустимих значень.

На відміну від викладеного, кожне вибране рішення оцінюється сукупністю критеріїв f_1, f_2, \dots, f_k , які можуть відрізнятися своїми коефіцієнтами відносної значущості $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_k$.

Критерії f_q , $q = \overline{1, k}$, називають частинними або локальними критеріями.

Вони утворюють інтегральний або векторний критерій оптимальності $F = \{f_q\}$.

Коефіцієнти λ_q , $q = \overline{1, k}$, утворюють вектор значущості $\Lambda = \{\lambda_q\}$.

Кожний локальний критерій характеризує деяку локальну мету прийнятого рішення. Оптимальне рішення має задовольняти співвідношення

$$\overline{F} = \overline{F}(\overline{X}) = \text{opt}_{X \in \Omega_X} [F(X), \Lambda], \quad (4)$$

де \bar{F} – оптимальне значення інтегрального критерію;

opt – оператор оптимізації, який визначає вибраний принцип оптимізації.

Область допустимих рішень Ω_x може бути розбита на дві непересічні частини:

Ω_x^c – область згоди, в якій якість рішення може бути поліпшене одночасно за всіма локальними критеріями або без зниження рівня будь-якого з критеріїв;

Ω_x^k – область компромісів, у якій поліпшення якості рішення за одними локальними критеріями призводить до погіршення якості рішення за іншими.

Оптимальне рішення може належати тільки області компромісів, оскільки в області узгодженості рішення має бути поліпшено за відповідними критеріями.

Виділення області компромісу звужує область можливих рішень, але для вибору єдиного варіанта рішення слід розкрити сенс оператора оптимізації (opt) виразу (4) або вибрати схему компромісу через вибір функції агрегування частинних показань ефективності.

Саме тому можна стверджувати, що ряд авіаційних подій та інцидентів з вини диспетчерів був спричинений людським фактором, тобто його ненадійністю як елемента системи «диспетчер – інформаційне середовище – екіпаж повітряного корабля». Це зумовлено тим, що для прийняття рішення використовувалася інформація, яка була не своєчасною, неповною або неправильно аналізувалася та інтерпретувалася через помилки диспетчерів унаслідок їх психофізіологічного стану та низького рівня професійної підготовки [4].

У процесі обслуговування повітряного руху відбувається активна взаємодія диспетчера з різними джерелами інформації та її видами.

Прийняття правильного рішення залежить від того, наскільки диспетчер зможе правильно сприйняти та проаналізувати наявну інформацію про умови обслуговування повітряного руху та виконання польотів. Саме тому для прийняття правильного рішення диспетчер повинен проаналізувати всі елементи наявної інформації, серед яких обов'язковими є:

- радіолокаційна інформація про динамічну повітряну ситуацію;
- планова інформація про рух повітряних кораблів;
- метеорологічна інформація;

– інформація про заборони та обмеження на використання повітряного простору як у своїй сфері відповідальності, так і за її межами;

– інформація про технічний стан аеродромів;

– інформація про стан роботи наземних радіотехнічних засобів.

Аналіз радіолокаційної інформації про динамічну повітряну ситуацію дає змогу диспетчеру надійно контролювати рух повітряних кораблів та своєчасно надавати обґрунтовані вказівки для забезпечення встановлених інтервалів між ними з метою уникнення зіткнень.

Аналіз планової інформації про рух повітряних кораблів дає диспетчеру змогу завчасно прогнозувати виникнення конфліктних ситуацій між повітряними кораблями та своєчасно їх усувати.

Аналіз інформації про метеорологічні умови дає диспетчеру змогу планувати використання ешелонів (висот) польоту та маршрутів організації повітряного руху залежно від наявності небезпечних метеорологічних явищ (грози, граду, обледеніння, турбулентності).

За їх наявності диспетчер не повинен надавати вказівок екіпажам повітряних кораблів щодо використання даних ешелонів польоту та маршрутів, щоб надалі вони їх звільняли або не використовували через обледеніння або райони з грозами, створюючи при цьому конфліктні ситуації з іншими повітряними кораблями.

Аналіз інформації про заборони та обмеження використання повітряного простору як у своєму районі відповідальності, так і за його межами дає змогу диспетчеру завчасно прогнозувати рух повітряних кораблів, а у разі розв'язання конфліктних ситуацій або обходу зон з небезпечними погодними умовами дозволяти екіпажам повітряних кораблів своєчасно відхилитися від установлених маршрутів без загрози безпеці польотів [1;7].

Аналіз інформації про технічний стан аеродромів дозволяє диспетчеру в разі виникнення особливих обставин у польоті з повітряним кораблем негайно допомогти екіпажу у виборі аеродрому для аварійної посадки з урахуванням при цьому типу повітряного корабля та наземного радіотехнічного обладнання, яке забезпечує заходження та посадку на аеродромі.

Аналіз диспетчером інформації про технічний стан роботи наземних радіотехнічних заходів та її своєчасне надання екіпажам повітряного корабля, особливо під час виконання заходження на посадку і посадки в складних метеорологічних умовах, гарантує безпечне виконання польоту.

Прийняття рішення ґрунтується на постійному та всебічному аналізі всіх елементів наявної інформації та являє собою найважче і відповідальне завдання диспетчера під час обслуговування повітряного руху.

Отримання точної та своєчасної інформації про метеорологічні умови, планування руху повітряних кораблів, технічне забезпечення та порядок виконання польотів є необхідною, але не достатньою умовою для прийняття диспетчером правильного рішення.

Серед зазначених умов для прийняття правильного рішення диспетчером доцільно звернути увагу на наявність у нього необхідних професійних знань, умінь і навичок, досвіду роботи, які створюють умови для пошуку та правильного відбору необхідної інформації і її розуміння. Ці знання і досвід є необхідною передумовою і для активізації відтворювального уявлення.

Уміння швидко виявити та розпізнати ту чи іншу ситуацію, проаналізувати та своєчасно прийняти правильне рішення на основі наявної інформації свідчить про високий рівень професійної надійності диспетчера.

Важливою умовою, на якій ґрунтується прийняття правильного рішення, є здатність диспетчера до глибокого і всебічного аналізу динамічної повітряної ситуації.

Уміння диспетчера швидко сприймати, аналізувати та прогнозувати траєкторії руху повітряних кораблів, використовуючи наявний ресурс радіотехнічних засобів, а також час, межі району відповідальності і структуру повітряного простору, дають змогу приймати правильне рішення та надавати обґрунтовану вказівку, дозвіл або іншу інформацію екіпажу повітряного корабля, створюючи таким чином передумови для правильного та своєчасного виконання ним необхідних дій з пілотування повітряного корабля, які позитивно вплинуть на безпечне виконання польоту.

У практичній діяльності диспетчера можуть траплятися різні випадки виникнення складних ситуацій:

- ускладнення умов виконання польоту;
- створення особливої ситуації в польоті;
- напружений психофізіологічний стан диспетчера.

Зазначені ситуації та умови виникають у тих випадках, коли диспетчер здійснює керування повітряним рухом за недостатнього обсягу наявної в нього інформації.

Зазначені фактори негативно впливають на психоемоційний стан та створюють психофізіологічне напруження у диспетчера, але попри це, він повинен адекватно сприймати, аналізувати та приймати правильне рішення, вплив якого на безпеку виконання польоту повітряним кораблем може мати вирішальне значення.

Щоб мінімізувати ризик негативного впливу цих факторів на диспетчера під час керування повітряним рухом у складній повітряній ситуації та складних умовах, необхідно в ході тренажерної та практичної підготовки формувати його вміння та навички зі сприйняття, аналізу та прийняття рішень з урахуванням усіх елементів інформації.

Наявність таких психологічних та людських якостей особистості, як самовладання, психологічна стійкість, передбачливість, здатність до сприйняття інформації у складній повітряній та метеорологічній ситуації, її аналіз та прогнозування розвитку ситуацій в районі відповідальності, сприяють формуванню вмінь одночасно враховувати інформацію, яка надходить більш ніж від одного джерела, переключати увагу на більш важливу інформацію чи ситуацію у повітрі та адекватно на це реагувати.

Відомий російський психолог П.С. Гуревич влучно зазначив, що схвильована та стривожена людина рідко поводить себе більш розумно, ніж у стані спокою. У повсякденному житті стривожена людина найчастіше припускається безглузких помилок. А тому, констатує вчений, люди, які вміють контролювати себе і здатні шукати й отримувати додаткову інформацію про події, фактично зберігають спокій [1].

Передбачати розвиток ситуації на основі наявної інформації та прогнозувати умови руху повітряних кораблів – це одна з важливих професійних властивостей диспетчера під час керування повітряним рухом, яка розвивається та удосконалюється в ході тренажерної підготовки та протягом багаторічної діяльності з керування повітряним рухом.

Диспетчер повинен:

- постійно аналізувати динамічну повітряну ситуацію;
- своєчасно знаходити правильне рішення щодо ускладнення умов виконання польотів та обслуговування повітряного руху;
- без створення дефіциту часу надавати відповідні вказівки, дозволи та рекомендації екіпажам повітряних кораблів.

Чим детальніше аналізуються всі елементи інформації, які стосуються виконання польотів, тим більше варіантів вирішення конфліктної ситуації завчасно буде знайдено, тим більше несподіванок вдасться уникнути і більше обґрунтованих та правильних рішень прийняти.

Здатність диспетчера на підставі наявної інформації передбачати розвиток динамічної повітряної ситуації ґрунтується на великому професійному досвіді керування повітряним рухом, на професійних знаннях і вміннях оперувати ними.

Без обґрунтованої передбачливості керування повітряним рухом зводиться до парировання неочікуваної динамічної повітряної ситуацій, збільшення завантаженості на диспетчера створення таким чином умов для виникнення помилок, які можуть стати причиною помилкового рішення диспетчера, що у свою чергу може призвести до порушення безпеки польотів.

Отже, передбачливість, яка ґрунтується на всіх наявних елементах інформації, має важливе психологічне значення для диспетчера. Використовуючи необхідну інформацію для планування своєї діяльності на декілька хвилин вперед, диспетчер тим самим створює собі спокійні стабільні умови роботи, які є передумовою безпечного виконання польоту. При цьому у диспетчера з'являється впевненість у своїх силах, і таким чином зростає його професійна надійність.

Очевидно, що все передбачити неможливо. Тому на швидке прийняття правильного рішення диспетчером впливає його великий професійний досвід та особистісні якості його характеру – самовладання, швидка реакція сприйняття повітряної ситуації, здатність переключати увагу, винахідливість під час прийняття рішення.

Прийняття диспетчером правильного рішення дає підстави стверджувати, що він має відмінну теоретичну та практичну підготовку, тобто високий рівень професійних знань, умінь та навичок.

Для прийняття рішень в умовах невизначеності, коли ймовірність можливих варіантів повітряної ситуації невідома, можна використовувати ряд критеріїв, вибір кожного з яких, з урахуванням характеру вирішуваного завдання, поставлених цільових настанов і обмежень, залежить також від схильності до ризику осіб, що приймають рішення.

Класичним критерієм, використовуваним під час прийняття рішень в умовах невизначеності, можна вважати критерій узагальненого максимуму (песимізму — оптимізму) Гурвіца. Цей критерій використовують у ситуації, коли потрібно зупинитися між лінією поведінки з розрахунку на гірший варіант і лінією поведінки з розрахунку на кращий варіант [2;3].

У цьому випадку перевага віддається варіанту рішень, для якого виявиться максимальним показник, визначуваний з виразу:

$$G_i = \{k \min a_{ij} + (1 - k) \max a_{ij}\},$$

де

k – коефіцієнт, що розглядається як показник оптимізму ($0 \leq k \leq 1$);

a_{ij} – виграш, що відповідає i -му рішення за j -го варіанта ситуації.

Якщо $k = 0$ — лінія поведінки з розрахунку на краще, якщо $k = 1$ — з розрахунку на гірше.

Неважно переконатися, що за $k = 1$ критерій Гурвіца збігається з критерієм Вальда, тобто орієнтація на обережну поведінку.

Якщо $k = 0$, — орієнтація на граничний ризик, оскільки великий виграш зазвичай пов'язаний з великим ризиком.

Значення між 0 і 1 є проміжними між ризиком і обережністю і вибираються залежно від конкретної ситуації і схильності до ризику особи, що приймає рішення.

Висновки

Прийняття правильного рішення диспетчером залежить від інформаційного середовища, професійної підготовки диспетчера та психофізіологічного стану.

Тільки з урахуванням впливу всіх зазначених факторів на діяльність диспетчера можна створити умови для прийняття ним правильного рішення та подання його у вигляді команди екіпажу повітряного корабля, чим будуть створені належні умови безпечного виконання польотів [6–9].

Отже, постає важливе науково-практичне завдання створення методології і теоретичного базису прийняття оптимальних рішень диспетчером у процесі його професійної діяльності.

Література

1. *Алексеев О.Н.* Рассмотрение причин авиационных происшествий, связанных с человеческим фактором в системе ОВД / О.Н. Алексеев // Наукові праці академії. – Кіровоград, 2003. – Вип. 7, Ч. 1. – С. 203–207.
2. *Борисов А.Н.* Принятие решений на основе нечетких моделей: примеры использования / А.Н. Борисов, О.А. Крумберг, И.П. Федоров. – Рига: Знание, 1990. – 184 с.
3. *Рева О.М.* Проактивне управління ризиками за людським фактором у цивільній авіації / О.М. Рева, С.І. Осадчий, О.М. Медведенко, Ю.М. Фоменко // Залізничний транспорт України: наук.-практ. журн. – 2008. – №6. – С. 54–59.
4. *Харченко В.П.* Интеграция засобів діагностики, прогнозування і управління рівнем безпеки польотів / А.Е. Луппо, О.М. Алексеев. – Вісник НАУ. – 2007, – №2 (32). – С. 43–49.
5. *Kharchenko V.P.* Some aspect automation safety flight system in civil aviation of Ukraine / V.P. Kharchenko, O.N. Alexeiev // Proc. of the third world Cong. “Aviation in the XXI – st century”. – 2008 – 31.22 – 31.25.
6. *Блумберг В.А.* Какое решение лучше? Метод расстановки приоритетов / В.А. Блумберг, В.Ф. Глушенко. – Л.: Лениздат, 1982. – 162 с.
7. *Энциклопедия безопасности авиации* / [Н.С. Кулик, В.П. Харченко, М.Г. Луцкий и др.]: под ред. Н. С. Кулика. – К.: Техніка, 2008. – 1000 с.
8. *Харченко В.П.* Некоторые аспекты установления системы менеджмента безопасности в гражданской авиации Украины / В.П. Харченко, А.Е. Луппо, О.Н. Алексеев // Проблеми інформатизації та управління: зб. наук. пр. – К., 2007. – Вип. 1(19). – 148–153 с.
9. *Борисов А.Н.* Обработка нечеткой информации в системах принятия решений / А.Н. Борисов, А.В. Алексеев, Г.В. Меркурьев. – М.: Радио и связь, 1989. – 304 с.

Стаття надійшла до редакції 16.09.09.

УДК 629.735.45(045)

В.Г. Вовк, к. т. н., доц.
 П.О. Хлюст, студ.,
 М.Д. Романовський, студ.

МЕТОДИКА ОЦІНЮВАННЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЬОТА З ПІДВІСКОЮ У РЕЖИМІ ВИСІННЯ

Запропоновано новий метод оцінювання стохастичних параметрів складного, рухомого об'єкта (вертольота з вантажною підвіскою) для задач структурної ідентифікації самого об'єкта та синтезу оптимальної за структурою системи стабілізації об'єкта.

The new estimating method of stochastic parameters of the complex moving object (helicopter with cargo suspension) is suggested for the structured problem identification of the object and optimal stabilizing system synthesis as well.

амплітуда, вертоліт із зовнішньою вантажною підвіскою, «вертоліт – пілот – вантаж – середовище», випадковий, висіння, відхилення, “вхід–вихід”, детермінований, збурення, кермовий гвинт, кінотеодоліт, кореляційний сигнал, навігація, підвіс, режим, синтез, стабілізація, стохастичний, центр мас, щільність

Вступ

Систематичне зростання конкуренції серед основних виробників авіаційної техніки змушує постійно шукати нові методи і технології процесів досягнення оптимальності показників якості літальних апаратів (ЛА).

Рішення таких проблемних питань для процесів навігації та управління польотом потребує значних фінансових і людських ресурсів. Очевидно, що необхідна модернізація деяких існуючих зразків авіаційної техніки, наприклад, вертольотів із зовнішньою вантажною підвіскою.

Складність задач навігації та управління вертольотом з вантажною підвіскою пов'язують як з динамічними особливостями самого об'єкта управління, так і з властивостями різних стохастичних збурювальних факторів у польоті.

Режим висіння вертольота з вантажною підвіскою – один зі складних, недостатньо вивчених і важливих режимів польоту.

Створення системи жорсткої стабілізації вертольота, особливо з вантажною підвіскою, становить особливий інтерес. Вертольоти – принципово нестійкі багатовимірні динамічні об'єкти [1; 2]. Моделі динаміки такого об'єкта стабілізації і впливів на нього, які використовують на практиці, не дають можливості досягати високого ступеня їх стабілізації на специфічних, важливих режимах польоту. Задача стабілізації вертольота з вантажною підвіскою ще складніша. Доцільність досліджень у цій сфері обумовлено широким використанням вертольотів майже у всіх сферах життєдіяльності людини:

- видобуток корисних копалин;
- сільське господарство;

- будівництво;
- перевезення вантажів;
- перевезення пасажирів;
- дослідження корисних копалин.

Задачу жорсткої автоматичної стабілізації вертольота з вантажною підвіскою у режимі висіння доцільно розбити на окремі етапи:

- експериментальне оцінювання отриманих у процесі спеціальних натурних випробувань динамічних характеристик стохастичних пілотажно-навігаційних параметрів вертольота, що характеризують “вхід–вихід” вертольота з вантажною підвіскою як об'єкт стабілізації;
- структурна ідентифікація моделей динаміки вертольота як об'єкта стабілізації і діючих на нього неконтрольованих стохастичних збурень у режимі його висіння;
- синтез оптимальних структур і параметрів систем стабілізації вертольота з вантажною підвіскою в режимі висіння.

Постановка завдання

Приклади розв'язування задач стабілізації вертольота зазвичай не враховують реальної стохастичної природи збурень, які діють на нього в різних режимах польотів, а також факту нестійкості об'єкта [1; 2]. Одним зі способів розв'язання задачі може стати синтез оптимальних структур систем стабілізації досліджуваних об'єктів на основі відомих із натурних досліджень моделей динаміки самого об'єкта і стохастичних збурень, які діють на нього в реальному польоті.

Методи управління ЛА не завжди досить повно враховують весь спектр впливів, що діють на ЛА у штатних режимах польоту [1; 2].

Розглянемо ситуацію управління вертольотом з вантажною підвіскою у режимі висіння, коли виникають додаткові сили і моменти від руху зовнішньої вантажної підвіски, що спричиняють додаткову нестійкість вертольота.

Характер такої нестійкості вертольота у штатних режимах польоту з зовнішньою вантажною підвіскою і без неї, невідомий.

Отже, проблематично встановити можливості високоточної стабілізації вертольота у штатних режимах польоту з вантажною підвіскою.

Однією з причин нестійкості вертольота з вантажною підвіскою є планерні особливості вертольота (немає симетрії, кермовий гвинт).

Свою роль у нестійкості відіграють зовнішні збурення як від вантажної підвіски, так і від збурень навколишнього середовища, що мають стохастичний характер.

Мета роботи – розглянути перший етап вирішення проблеми жорсткої стабілізації, оцінити отримані у процесі спеціальних натурних випробувань динамічні характеристики стохастичних пілотажно-навігаційних параметрів вертольота, що характеризують “вхід-вихід” вертольота з вантажною підвіскою як об’єкт стабілізації.

Вирішення завдання

На рис. 1, б, де зображено структурну схему об’єкта системи «вертоліт-пілот-вантаж-середовище» (ВПВС) позначено:

u – m -вимірний вектор керувальних стохастичних впливів (впливу пілота, автопілота);

ξ – n -вимірний вектор контрольованих стохастичних збурень, викликаних переміщенням вантажу;

ψ – n -вимірний вектор неконтрольованих зовнішніх стохастичних збурень, які діють на вертоліт з вантажем у режимі висіння, наприклад, турбулентного вітру;

X – n -вимірний вектор реакції вертольота на контрольовані ξ , неконтрольовані ψ збурення і керівні впливи пілота u .

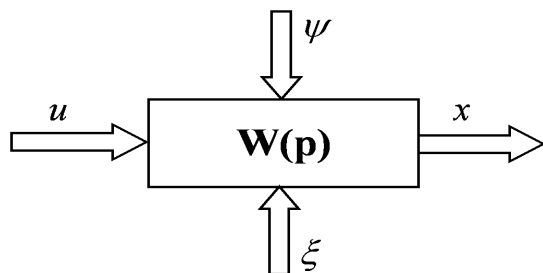


Рис. 1. Структурна схема вертольота з вантажною підвіскою як об’єкта стабілізації

У досліджуваному випадку рух вертольота запишемо перетвореною за Лапласом або за Фур’є системою звичайних диференціальних рівнянь вигляду

$$Px = Mu + \xi + \psi, \quad (1)$$

де

P, M – матриці розмірностей відповідно $n \times n$ і $n \times m$, елементи яких є поліномами аргументів від $p = d/dt$ (Лапласа) або $s = j\omega$ (Фур’є).

Система рівнянь (1) повною мірою описує систему ВПВС як об’єкт стабілізації.

У досліджуваному випадку невідомі матриці P, M , а також моделі динаміки векторів u, x, ξ, ψ . Вектори сигналів можна зафіксувати у процесі натурального експерименту.

Аналізуючи систему ВПВС можна визначити структури векторів керівних впливів (дій пілота або автопілота) u , контрольованих збурень, викликаних випадковими коливаннями вантажу ξ і реакціями вертольота на впливи і збурення x . Ці елементи можна визначити з таких виразів:

$$u' = [\delta_\psi \quad \delta_\gamma \quad \delta_\phi \quad \delta_g]; \quad (2)$$

$$\xi' = [\vartheta_g \quad \gamma_g]; \quad (3)$$

$$x' = [x \quad y \quad z \quad \vartheta \quad \gamma \quad \phi], \quad (4)$$

де

δ_ψ – поздовжнє відхилення ручки управління;

δ_γ – поперечне відхилення ручки управління;

δ_ϕ – кут відхилення педалей;

δ_g – відхилення шагу газу;

ϑ_g – кут тангажних коливань вантажу;

γ_g – кут кренових коливань вантажу;

x – лінійне відхилення вертольота у поздовжній площині;

y – лінійне відхилення вертольота у поперечній площині;

z – лінійне відхилення вертольота по висоті;

ϑ – кут тангажу вертольота;

γ – кут крену вертольота;

ϕ – кут рискання вертольота.

Стадії успішного рішення завдання оцінювання динамічних характеристик векторів стохастичних сигналів системи ВПВС визначимо у такий спосіб:

– виділимо з масивів сигналів детерміновані не-стаціонарні і випадкові стаціонарні ергодичні складові сигналів, отриманих під час спеціального натурального випробування;

- з урахуванням відомих положень теорії випадкових ергодичних процесів визначимо кореляційні і взаємні кореляційні функції центрованих випадкових складових досліджуваних сигналів;
- використовуючи перетворення Фур'є кореляційних і взаємних кореляційних функцій, визначимо спектральні і взаємні спектральні щільності досліджуваних сигналів системи;
- графічно подамо розраховані на ПЕОМ спектральні і взаємні спектральні щільності досліджуваних сигналів за допомогою спеціального програмного продукту, розробленого на кафедрі систем управління ЛА Національного авіаційного університету;
- на базі узагальненого методу логарифмічних характеристик апроксимуємо графічні залежності спектральних і взаємних спектральних щільностей математичними скороченими виразами;
- визначимо структури векторів досліджуваних сигналів u, x, ξ ;
- використовуючи теорему Вінера–Хінчина, визначимо структуру матриць спектральних і взаємних спектральних щільностей векторів досліджуваних випадкових сигналів;
- заповнимо математичними елементами матриці спектральних і взаємних спектральних щільностей, елементами яких є спектральні і взаємні спектральні щільності досліджуваних сигналів системи.

Спеціальні натурні випробування проводять за такою методикою:

- вибирають місця і готують вимірювальну площадку вертольота (установлення кінотеодолітів, розмічають центр площадки, центр мас вертольота);
- установлення на вертоліт спеціального устаткування для вимірювання відхилень вантажної підвіски;
- підбирають вантажну підвіску кулястої форми (типовий вантаж з параметрами маси близько 10–15 % від маси вертольота).

За цією методикою роблять спеціальну вимірювальну площадку, у центрі якої розмічене коло для орієнтування пілота під час управління вертольотом у режимі висіння (рис. 2). Площадку обладнано двома кінотеодолітами, розміщеними у взаємно перпендикулярних площинах, призначені для вимірювання по спеціальних мітках на вертольоті поступальних і кутових відхилень від заданих положень у просторі й орієнтації. Можна змінювати розміри каліброваних зовнішніх вантажів, а також вимірювати силу натягу троса підвіски у кожен момент часу.

Висота висіння об'єкта над землею має становити близько 30 м.

Для реєстрації польотної інформації вертоліт має бути обладнаний спеціальною штатною апаратурою.

За допомогою штатних датчиків знімають інформацію про положення органів управління (поздовжнє і поперечне відхилення рулів управління, відхилення педалей і ручки шагу газу). Кутові переміщення вертольота вимірюють гіроскопічними датчиками кутів.

Апаратуру реєстрації кінотеодолітів вмикають синхронно за командою бортінженера про початок режиму висіння.

Тривалість реєстрації вимірюваних параметрів має становити близько 2 хв.

На рис. 2 наведено такі позначення: $kt1, kt2$ – кінотеодоліти; $O\xi\eta\zeta$ – нормальна система координат, зв'язана з центром мас вертольота; $Oxyz$ – зв'язана система координат (точка O – у центрі мас вертольота); $O_1x_1y_1z_1$ – система координат, зв'язана з точкою підвішування вантажу на вертольоті; G – вектор сили ваги вертольота, прикладений у центрі мас вертольота; G_g – сила ваги вантажу (його вага); P – вектор сил тяги; R – сумарний вектор аеродинамічних сил.

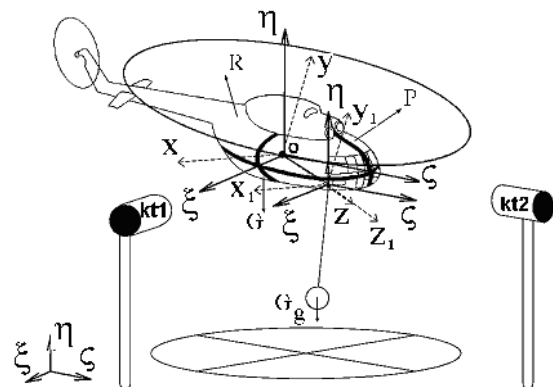


Рис. 2. Схема постановки експерименту

Описана методика проведення спеціальних натурних випробувань була випробована та використана з допомогою вертольота Мі-8 МТВ з вантажною підвіскою в режимі висіння. Запропоновану методику можна використовувати для дослідження будь-якого іншого вертольота з вантажною підвіскою для режиму висіння. Вона допомагає разовим замірванням отримати всю потрібну вхідну інформацію, яка характеризує стохастичний стан системи ВПВС.

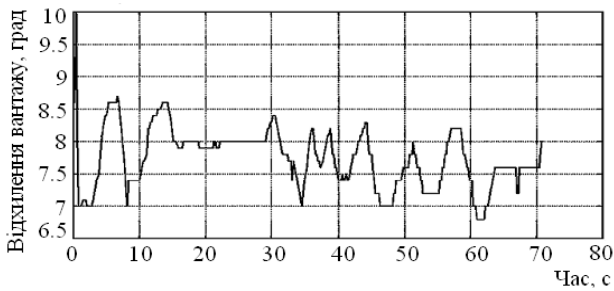


Рис. 3. Осцилограма рухів кута тангажа вантажу ϑ_g , град

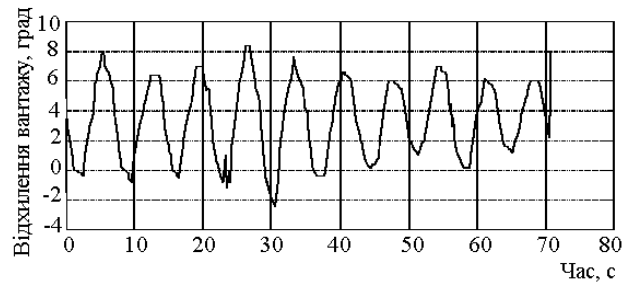


Рис. 4. Осцилограма рухів кута крену вантажу γ_g , град

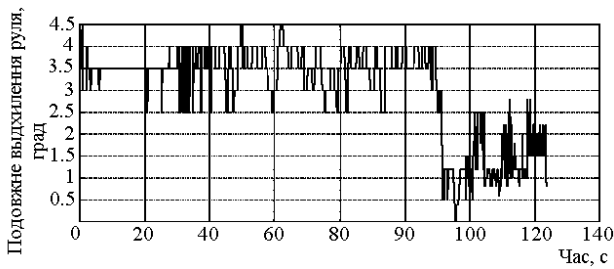


Рис. 5. Осцилограма поздовжнього відхилення руля δ_θ , град

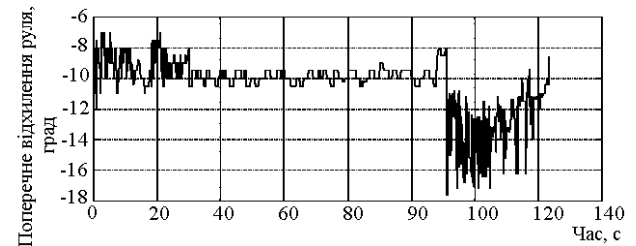


Рис. 6. Осцилограма поперечного відхилення руля δ_γ , град

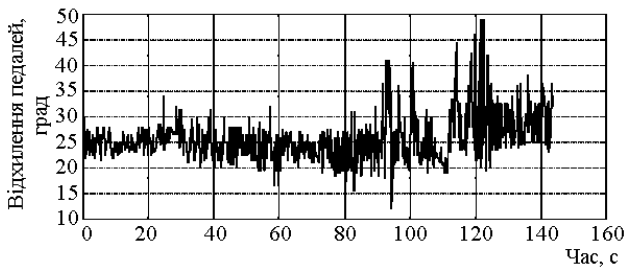


Рис. 7. Осцилограма відхилення педалей δ_ϕ , град

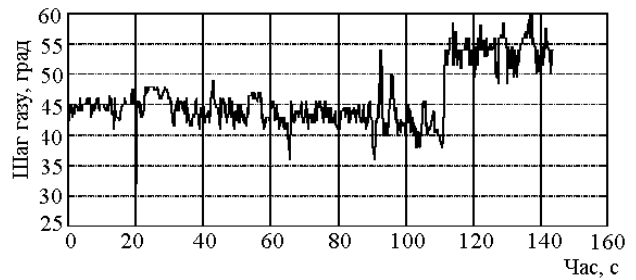


Рис. 8. Осцилограма шагу газу δ_g , град

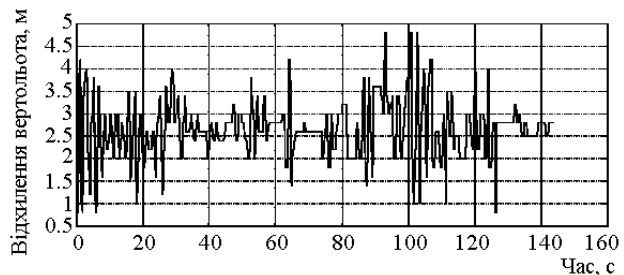


Рис. 9. Осцилограма поздовжнього відхилення вертольота x , м

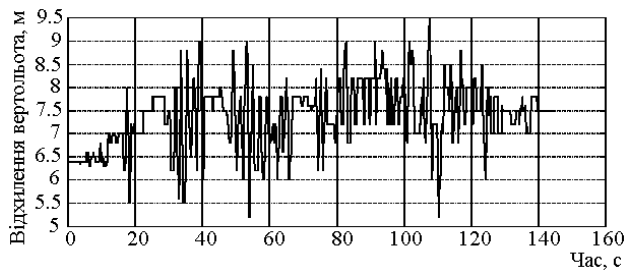


Рис. 10. Осцилограма поперечного відхилення вертольота y , м

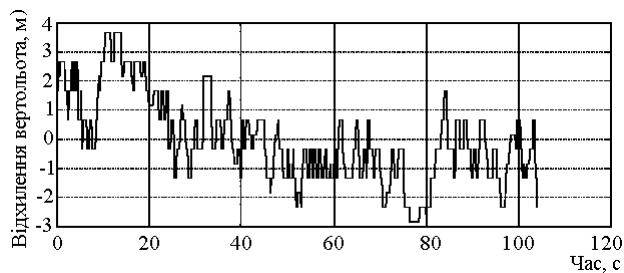


Рис. 11. Осцилограма відхилення вертольота по висоті z , м

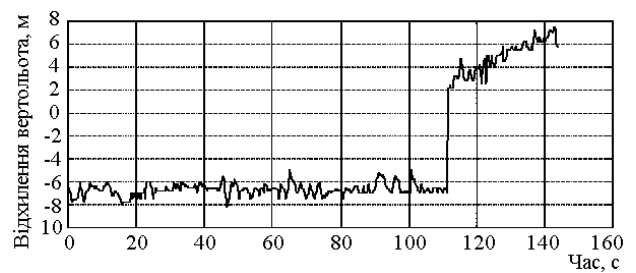


Рис. 12. Осцилограма кута тангажу вертольота ϑ , град

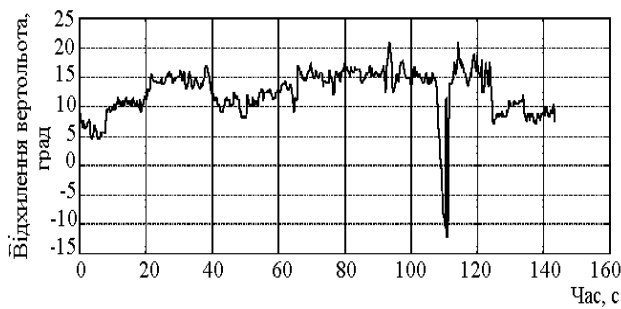


Рис. 13. Осцилограма кута рискання вертольота γ , град

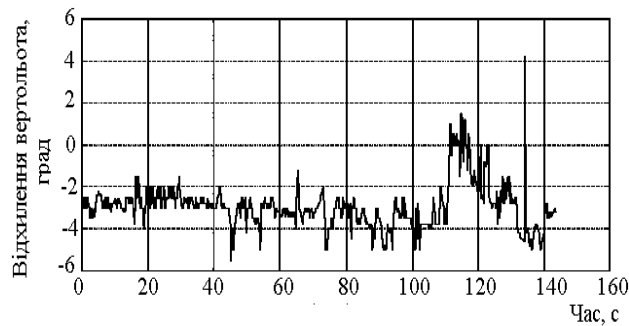


Рис. 14. Осцилограма кута крену вертольота φ , град

Під час натурного випробування було отримано компоненти векторів стохастичних сигналів, що визначають «вхід-вихід» вертольота як об'єкта стабілізації.

Сигнали, що надходили з важелів управління, датчиків відхилення вантажною підвіскою і датчиків кутових відхилень вертольота, реєстрували як аналогові, а потім записували на передбаченому для цього устаткуванні в цифрові масиви.

Лінійні та кутові відхилення вертольота записували на плівки кінотеодолітів, а потім перетворювали в числові масиви з частотою кадрів 5 кадрів за секунду (рис. 3–14). Знімання всіх інших параметрів проводили з такою ж частотою.

Усі зареєстровані сигнали мають стохастичний характер (детерміновану і випадкову складові).

Отже, вирази (2) – (4) можна записати так:

$$u = u_0 + u^0 = \begin{bmatrix} \delta_\vartheta \\ \delta_\gamma \\ \delta_\varphi \\ \delta_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta_{0\vartheta} \\ \delta_{0\gamma} \\ \delta_{0\varphi} \\ \delta_{0g} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta^0_\vartheta \\ \delta^0_\gamma \\ \delta^0_\varphi \\ \delta^0_g \end{bmatrix};$$

$$\xi = \xi^0 + \xi_s = \begin{bmatrix} \vartheta_g \\ \gamma_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vartheta^0_g \\ \gamma^0_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \vartheta_{0g} \\ \gamma_{0g} \end{bmatrix};$$

$$x = x^0 + x_0 = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \vartheta \\ \gamma \\ \varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ \vartheta_0 \\ \gamma_0 \\ \varphi_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x^0 \\ y^0 \\ z^0 \\ \vartheta^0 \\ \gamma^0 \\ \varphi^0 \end{bmatrix}.$$

Використовуючи відомі методи поділу сигналу на детерміновану та випадкову складові [3, 4], потрібно зробити первинну обробку всіх зареєстрованих сигналів.

Використовуючи надалі тільки випадкову складову, визначають невідповідні характеристики випадкових сигналів, такі, як спектральних та взаємних спектральних щільностей досліджуваних сигналів.

Використовуючи вирази (2) – (4) і теорему Вінера-Хінчина, складемо матрицю спектральних і взаємних спектральних щільностей досліджуваних векторів:

$$S = \begin{bmatrix} S_{\delta_\vartheta\delta_\vartheta} & S_{\delta_\vartheta\delta_\gamma} & S_{\delta_\vartheta\delta_\varphi} & S_{\delta_\vartheta\delta_g} & S_{\delta_\vartheta\delta_\gamma} & S_{\delta_\vartheta\delta_\varphi} & S_{\delta_\vartheta\delta_g} & S_{\delta_\gamma\delta_\vartheta} & S_{\delta_\gamma\delta_\gamma} & S_{\delta_\gamma\delta_\varphi} & S_{\delta_\gamma\delta_g} & S_{\delta_\varphi\delta_\vartheta} & S_{\delta_\varphi\delta_\gamma} & S_{\delta_\varphi\delta_\varphi} & S_{\delta_\varphi\delta_g} & S_{\delta_g\delta_\vartheta} & S_{\delta_g\delta_\gamma} & S_{\delta_g\delta_\varphi} & S_{\delta_g\delta_g} \end{bmatrix}$$

Отже, завдання оцінювання динамічних характеристик стохастичних керівних впливів, контрольованих збурень від вантажною підвіски, а також реакцій на них вертольота зведено до створення аналітичних моделей, які визначають матрицю й елементи матриці спектральних і взаємних спектральних щільностей [3 – 5].

В основу оцінок спектральних і взаємних спектральних щільностей сигналів покладено визначення кореляційних і взаємних кореляційних функцій випадкових процесів з подальшим їх перетворенням за Фур'є.

Для прикладу надаємо спектральні щільності відхилень вантажною підвіски (рис. 15–17).

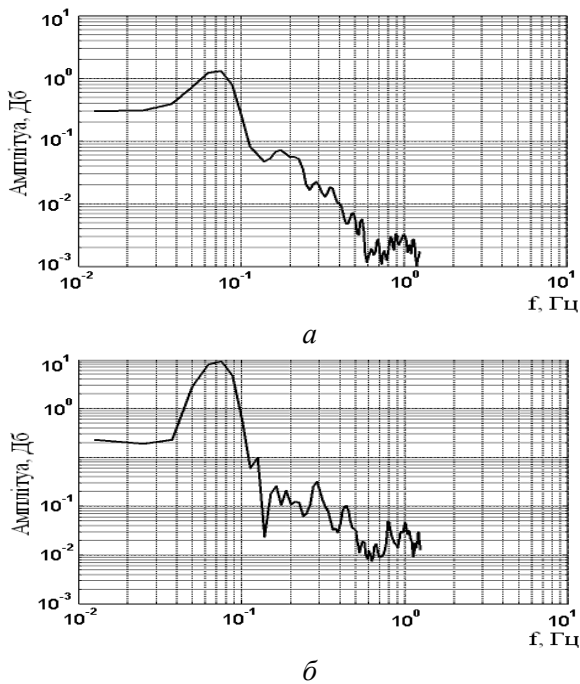


Рис. 15. Спектральна щільність кута тангажа $S_{\vartheta_g \vartheta_g}$ (а) та крену вантажу $S_{\gamma_g \gamma_g}$ (б)

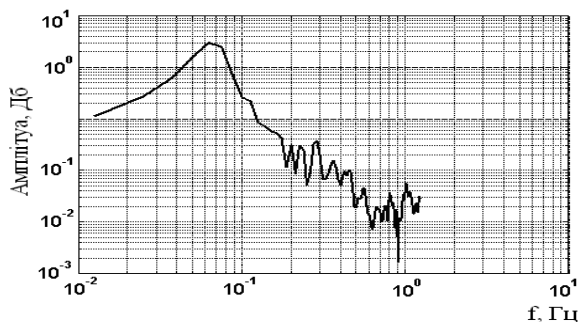


Рис. 16. Амплітудна характеристика взаємної спектральної щільності тангажа $S_{\gamma_g \vartheta_g}$ та крену вантажу $S_{\vartheta_g \gamma_g}$

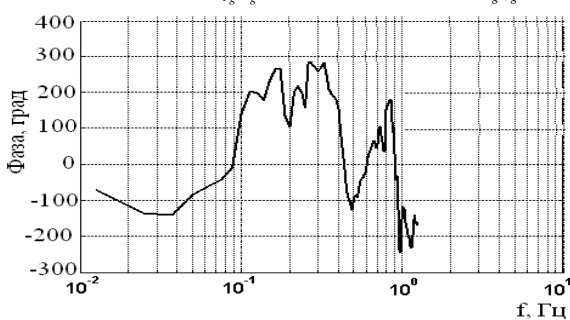


Рис. 17. Фазова складова взаємної спектральної щільності тангажа і крену вантажу $S_{\vartheta_g \gamma_g}$

Використовуючи метод узагальнених логарифмічних частотних характеристик, можна скласти аналітичні моделі усіх елементів наведених матриць. Для прикладу подамо відхилення вантажної підвіски:

$$S_{y_g y_g} = 2,6 \left| \frac{(0,87796s^2 + 1,3118s + 1)}{(7,043716s^2 + 0,30768s + 1)(0,158404s^2 + 0,398s + 1)} \right|^2;$$

$$S_{\vartheta_g \vartheta_g} = 0,35 \left| \frac{(1,855044s^2 + 0,07956s + 1)}{(7,043716s^2 + 1,282s + 1)(0,885s + 1)} \right|^2;$$

$$S_{\vartheta_g y_g} = 0,15 \left(\frac{(3,865156s^2 - 0,17388s + 1)(0,478864s^2 + 0,4152s + 1)}{|7,043716s^2 + 0,20512s + 1|^2 (-0,395s + 1)} \right);$$

$$S_{y_g \vartheta_g} = 0,15 \left(\frac{(3,865156s^2 + 0,17388s + 1)(0,478864s^2 - 0,4152s + 1)}{|7,043716s^2 + 0,20512s + 1|^2 (0,395s + 1)} \right).$$

Висновки

Отже, запропонована методика оцінювання динамічних характеристик, дає змогу якісно повному розглядати задачі жорсткої стабілізації рухомих об'єктів, визначивши реальні стохастичні збурювальні впливи, що діють на вертоліт з вантажним підвісом у режимі висіння. Використовуючи отримані спектральні та взаємні спектральні щільності, можливо в майбутньому отримати оптимальні за структурою системи стабілізації вертольота з вантажним підвісом у режимі висіння, провівши процедури ідентифікації об'єкта управління та синтезу системи стабілізації.

Література

1. Берестов Л.М. Моделирование динамики вертолета в полете / Л.М. Берестов. – М.: Машиностроение, 1978. – 158 с.
2. Брамвелл А.Р. Динамика вертолетов / А.Р. Брамвелл / пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1982. – 368 с.
3. Бендат Дж. Измерение и анализ случайных процессов / Дж. Бендат, А. Пирсол / пер. с англ. – М.: Мир, 1974. – 464 с.
4. Бендат Дж. Применение корреляционного и спектрального анализа / Дж. Бендат, А. Пирсол / пер. с англ. – М.: Мир, 1983. – 312 с.
5. Блохин Л.Н. Оптимальные системы стабилизации / Л.Н. Блохин. – К.: Техніка, 1982. – 144 с.

УДК 629.056.6:656.61(045)

О.А. Сущенко, к.т.н., доц.

ПАРАМЕТРИЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ НАВІГАЦІЙНИХ КОНТУРІВ БАГАТОРЕЖИМНОЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТА ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ

Подано математичний опис навігаційних контурів багаторежимної системи стабілізації та визначення курсу. Розглянуто особливості параметричної оптимізації системи досліджуваного типу. Наведено результати моделювання синтезованої системи. Показано переваги запропонованого підходу для оптимального синтезу стохастичних систем.

The mathematical description of navigational loops for the multimode stabilization and course system is represented. Features of the parametric optimization for the system to be studied are considered. Simulation results of the synthesized system are represented. Advantages of the suggested approach for the optimal synthesis of the stochastic systems are shown.

гіроскопічний компас, компасування, параметрична оптимізація, система стабілізації та визначення курсу, точне приведення до горизонту, якість та робастність управління

Постановка проблеми

У процесі створення системи стабілізації та визначення курсу надзвичайно важливими є дослідження навігаційних контурів та оптимізація відповідних законів керування. Розв'язання цієї проблеми потребує параметричної оптимізації, оскільки за умови значних обсягів апріорної інформації про випробування та експлуатацію таких систем структура законів керування вважається цілком визначеною. У цій проблемі можна виділити дві важливі особливості:

- необхідність імітації довготривалих процесів з огляду на використання незбуреної інерціальної вертикалі ;
- формування складних законів керування, спроможних забезпечити очікувані точнісні характеристики.

Дослідження навігаційних контурів системи стабілізації та визначення курсу потребує максимального спрощення моделей окремих складових системи у різних режимах та їх лінеаризації, але при цьому потрібно повною мірою враховувати усі складові законів керування.

Для систем досліджуваного типу слід забезпечувати високу точність та стійкість до дії збурень.

З огляду на це оптимальні закони керування доцільно синтезувати з одночасним урахуванням якості та робастності.

Аналіз останніх досліджень та публікацій

Основні положення синтезу робастних систем подано в роботі [1].

Основні характеристики та порівняльний аналіз підходів до створення робастних систем стабілізації наведено у праці [2].

Алгоритми та обчислювальні процедури параметричного та структурно-параметричного оптимального синтезу робастних систем керування літальними апаратами широкого класу на підставі змішаного H_2 / H_∞ підходу, який одночасно враховує вимоги до якості та робастності синтезованої системи, детально описано у роботах [3; 4].

Розроблення відповідних процедур для платформних систем стабілізації та визначення курсу морського призначення залишається актуальною проблемою.

Підходи до завдання зовнішніх збурень, які потрібно використовувати для організації процедури синтезу стохастичної системи стабілізації та визначення курсу морського призначення, подано у роботах [5; 6].

Особливості параметричної оптимізації системи стабілізації та визначення курсу на прикладі режиму попереднього приведення до горизонту досліджено у роботі [7].

Режим попереднього приведення до горизонту виключається із розгляду навігаційних контурів, досліджуваних у цій роботі, оскільки під час його реалізації керування здійснюється лише за показаннями акселерометрів, але основні підходи до організації процедури робастної оптимізації, розглянуті тут, зберігають свою актуальність.

Математичний опис навігаційних контурів багаторежимної системи стабілізації та визначення курсу

До основних навігаційних режимів системи стабілізації та визначення курсу належать:

- режим точного приведення до горизонту;
- режим гіроскопічного компаса;
- режим приведення до меридіана.

Щодо останнього режиму, слід зазначити, що існують різні способи приведення системи до меридіана, найпоширеніші – компасування [8] та розворот на деякий розрахунковий, заздалегідь визначений кут. Перший спосіб є універсальним, оскільки не потребує визначення кута розвороту та додаткового апаратного та програмного забезпечення.

Математична модель системи визначення курсу у режимі точного приведення до горизонту може бути складена на підставі рівнянь, що описують кутовий рух гіроскопа, який виконує функції гіровертикалі з урахуванням керування за азимутом [9].

Математична модель системи у режимі гіроскопічного компаса має ґрунтуватись на рівняннях, що описують кутовий рух гіроскопа, який виконує функції вимірювача курсу.

Математична модель у режимі приведення до меридіана відрізняється від режиму гіроскопічного компаса кінематичними співвідношеннями. Просторове положення платформи із встановленими на ній датчиками визначають у системі координат $O\xi_1\eta_1\zeta_1$, розгорнутій відносно географічної системи координат $O\xi\eta\zeta$ на деякий кут азимута A_0 .

Положення системи координат $Ox_ny_nz_n$, пов'язаної з платформою, відносно системи координат $O\xi_1\eta_1\zeta_1$ визначають поворотами на малі кути γ, β, α , як це показано на рис. 1.

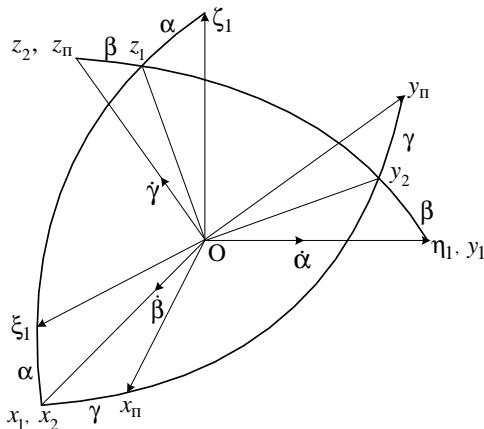


Рис. 1. Взаємне положення систем координат $Ox_ny_nz_n$ та $O\xi_1\eta_1\zeta_1$

З метою спрощення можна вважати, що в початковий момент часу осі платформи збігаються з осями чутливості розташованих на ній акселерометрів.

Точність знаходження платформи у площині горизонту визначають кутами β, α , а відхилення платформи від площини меридіана або початкового азимута платформи – кутом γ .

Матриця напрямних косинусів, що характеризує положення платформи в системі координат $Ox_ny_nz_n$ відносно системи координат $O\xi_1\eta_1\zeta_1$, може бути описана виразами:

$$\begin{aligned} \cos(x_n, \xi_1) &= \cos \alpha \cos \gamma + \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma; \\ \cos(x_n, \eta_1) &= \cos \beta \sin \gamma; \\ \cos(x_n, \zeta_1) &= -\sin \alpha \cos \gamma + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma; \\ \cos(y_n, \xi_1) &= -\cos \alpha \sin \gamma + \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma; \\ \cos(y_n, \eta_1) &= \cos \beta \cos \gamma; \\ \cos(y_n, \zeta_1) &= \sin \alpha \sin \gamma + \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma; \\ \cos(z_n, \xi_1) &= \sin \alpha \cos \beta; \\ \cos(z_n, \eta_1) &= -\sin \beta; \\ \cos(z_n, \zeta_1) &= \cos \alpha \cos \beta. \end{aligned} \quad (1)$$

Проекції кутових швидкостей платформи на її власні осі з урахуванням малості кутів α, β, γ знаходять, виходячи із виразів для напрямних косинусів (1):

$$\begin{aligned} \omega_{x_n} &= \dot{\beta} - \dot{\gamma}\alpha + \omega_{\xi_1} \cos \gamma + \omega_{\eta_1} \sin \gamma - \omega_{\zeta_1} \alpha; \\ \omega_{y_n} &= \dot{\alpha} + \dot{\gamma}\beta - \omega_{\xi_1} \sin \gamma + \omega_{\eta_1} \cos \gamma - \omega_{\zeta_1} \beta; \\ \omega_{z_n} &= \dot{\gamma} + \dot{\alpha}\beta + \omega_{\xi_1} \alpha - \omega_{\eta_1} \beta + \omega_{\zeta_1}, \end{aligned} \quad (2)$$

де

$\omega_{\xi_1}, \omega_{\eta_1}, \omega_{\zeta_1}$ – проекції кутових швидкостей

платформи на осі системи координат $O\xi_1\eta_1\zeta_1$.

Проекції $\omega_{\xi_1}, \omega_{\eta_1}, \omega_{\zeta_1}$ можуть бути визначені на підставі кутових швидкостей платформи в географічній системі координат $O\xi\eta\zeta$:

$$\begin{aligned} \omega_{\xi_1} &= \omega_{\xi} \cos A_0 - \omega_{\eta} \sin A_0; \\ \omega_{\eta_1} &= \omega_{\eta} \cos A_0 + \omega_{\xi} \sin A_0; \\ \omega_{\zeta_1} &= \omega_{\zeta}. \end{aligned} \quad (3)$$

Після підставлення виразів (3) у співвідношення (2) з урахуванням малості кутів γ, β, α вирази для визначення проекцій кутових швидкостей платформи на її власні осі набувають вигляду

$$\begin{aligned} \omega_{x_n} &= \dot{\beta} - \dot{\gamma}\alpha + \omega_{\xi} \cos A + \omega_{\eta} \sin A - \omega_{\zeta} \alpha; \\ \omega_{y_n} &= \dot{\alpha} + \dot{\gamma}\beta - \omega_{\xi} \sin A + \omega_{\eta} \cos A - \omega_{\zeta} \beta; \\ \omega_{z_n} &= \dot{\gamma} + \dot{\alpha}\beta + \alpha(\omega_{\xi} \cos A_0 - \omega_{\eta} \sin A_0) - \\ &\quad - \beta(\omega_{\eta} \cos A_0 + \omega_{\xi} \sin A_0) + \omega_{\zeta}. \end{aligned}$$

Модель навігаційного контура у режимі точного приведення до горизонту за умови знехтування

похибками, зумовленими відходами гіроскопічних пристроїв, є такою:

$$H\omega_{\text{хп}} = -M_{\text{кор } y1}^{\Gamma} - M_{\text{кор } y2}^{\Gamma} - M_{\text{кор } y3}^{\Gamma};$$

$$H\omega_{\text{уп}} = M_{\text{кор } x1}^{\Gamma} + M_{\text{кор } x2}^{\Gamma} + M_{\text{кор } x3}^{\Gamma};$$

$$H\omega_{\text{зп}} = -M_{\text{кор } x1}^{\Lambda},$$

де

H – кінетичний момент гіроскопічного пристрою, у правій частині виразів подано коригувальні моменти.

Для забезпечення точнісних вимог, надаваних до системи у режимі точного приведення до горизонту, можна використовувати інтегральну корекцію за сигналами акселерометрів, коригування за сигналами лага та регулювання періоду вільних коливань.

Моменти інтегральної корекції визначають виразами:

$$M_{\text{кор } y1}^{\Gamma} = K_1 \int_0^t (\dot{V}_n + \Delta W_y + W_{\zeta} \beta - g \beta + \Delta a_y) dt;$$

$$K_1 = \frac{k_A k_{\Pi} k_{\text{ШМ}} k_{\text{ДМ}} H_1}{R_1};$$

$$M_{\text{кор } x1}^{\Gamma} = K_2 \int_0^t (\dot{V}_e + \Delta W_x - W_{\zeta} \alpha - g \alpha + \Delta a_x) dt;$$

$$K_2 = \frac{k_A k_{\Pi} k_{\text{ШМ}} k_{\text{ДМ}} H}{R_2},$$

де

\dot{V}_n – північна складова прискорення місця установки системи;

ΔW_y – поправка на переносне та коріолісове прискорення;

$W_{\zeta} \beta$ – поправка на вертикальну складову прискорення;

Δa_y – похибка акселерометра;

k_A – коефіцієнт передачі акселерометра;

k_{Π} – коефіцієнт передачі попереднього підсилювача;

$k_{\text{ШМ}}$ – коефіцієнт передачі широтно-імпульсного модулятора;

$k_{\text{ДМ}}$ – коефіцієнт передачі датчика моменту;

R_1 – головний радіус кривизни поверхні земного еліпсоїда у площині, перпендикулярній до площини меридіана;

\dot{V}_e – східна складова прискорення місця установки системи;

ΔW_x – поправка на переносне та коріолісове прискорення та несферичність Землі;

$W_{\zeta} \alpha$ – поправка на вертикальну складову прискорення;

Δa_x – похибка акселерометра;

R_2 – головний радіус кривизни поверхні земного еліпсоїда у площині меридіана.

Поправки на переносне та коріолісове прискорення, несферичність Землі, а також вертикальна складова прискорення мають вигляд

$$\Delta W_x = \frac{\Omega V_n e^2 \sin \varphi \cos^2 \varphi}{1 - e^2} - \Omega V_n \sin \varphi \left(1 + \frac{R_1}{R_2} \right) -$$

$$- \frac{V_n V_e}{R_1} \text{tg} \varphi + V_h \Omega \cos \varphi + \frac{V_n V_e}{R_1} -$$

$$- \left(\dot{V}_h - \frac{V_e^2}{R_1} - \frac{V_n^2}{R_2} - R_1 \Omega^2 \cos \varphi - 2 \Omega V_e \cos \varphi \right) \alpha;$$

$$\Delta W_y = R_1 \Omega^2 \sin \varphi \cos \varphi +$$

$$+ \frac{V_e^2}{R_1} \text{tg} \varphi + 2 V_e \Omega \sin \varphi + \frac{V_h V_n}{R_2} +$$

$$+ \left(\dot{V}_h - \frac{V_e^2}{R_1} - \frac{V_n^2}{R_2} - R_1 \Omega^2 \cos \varphi - 2 \Omega V_e \cos \varphi \right) \beta,$$

де

Ω – кутова швидкість Землі;

e – ексцентриситет земного еліпсоїда;

φ – широта;

V_n, V_e, V_h – північна, східна та нормальна складові швидкості об'єкта.

Поправку на вертикальну складову прискорення знаходять на підставі інформації про вертикальну швидкість системи, яка визначається інтегруванням значень, що надходять від відповідного акселерометра.

Перед інтегруванням потрібно враховувати поправку на переносне, коріолісове прискорення та несферичність Землі. Ця поправка має вигляд

$$\Delta W_z = \left[\dot{V}_e + a_1 - a_2 - \frac{V_n V_e}{R_1} \text{tg} \varphi + a_3 + \frac{V_h V_e}{R_1} \right] \alpha -$$

$$- \left(\dot{V}_n + a_4 + \frac{V_e^2}{R_1} \text{tg} \varphi + 2 V_e \Omega \sin \varphi + \frac{V_h V_n}{R_2} \right) \beta -$$

$$- \frac{V_e^2}{R_1} - \frac{V_n^2}{R_2} - R_1 \Omega^2 \cos^2 \varphi - 2 \Omega V_e \cos \varphi;$$

$$a_1 = \frac{\Omega V_n e^2 \sin \varphi \cos^2 \varphi}{1 - e^2};$$

$$a_2 = \Omega V_n \sin \varphi \left(1 + \frac{R_1}{R_2} \right);$$

$$a_3 = V_n \Omega \cos \varphi;$$

$$a_4 = R_1 \Omega^2 \sin \varphi \cos \varphi.$$

Коригувальні моменти за інформацією від лага визначають виразами:

$$M_{\text{кор } x2}^{\Gamma} = k_1 \frac{H_1}{R_2} \int_0^t (V_{ly} - V_y) dt;$$

$$M_{\text{кор } y2}^{\Gamma} = k_2 \frac{H_1}{R_1} \int_0^t (V_{lx} - V_x) dt;$$

$$V_{ly} = V_l \cos(k_0 - A_0);$$

$$V_{lx} = V_l \sin(k_0 - A_0);$$

$$W_n = \dot{V}_n + \Delta W_y + W_{\zeta} \beta - g \beta + \Delta a_y;$$

$$V_y = \int_0^t W_n dt + k_2 (V_{ly} - V_y);$$

$$W_e = \dot{V}_e + \Delta W_x - W_{\zeta} \alpha - g \alpha + \Delta a_x;$$

$$V_x = \int_0^t W_e dt + k_3 (V_{lx} - V_x),$$

де

V_l – інформація від лага;

k_0 – початковий курс.

Для поліпшення динаміки процесу точного приведення до горизонту можна використовувати регулювання періоду вільних коливань.

Відповідні коригувальні моменти мають вигляд

$$M_{\text{кор } x3}^{\Gamma} = k_3 \frac{H_1}{R_2} (V_{ly} - V_y);$$

$$M_{\text{кор } y3}^{\Gamma} = k_4 \frac{H_1}{R_1} (V_{lx} - V_x).$$

Керування азимутальним каналом у режимі точного приведення до горизонту здійснюється за допомогою коригувального моменту:

$$M_{\text{кор } x1}^A = K_3 \int_0^t \left[\frac{1}{R_1} \int_0^t V_y s dt - \frac{k_6}{R_2} \int_0^t (V_{lx} - V_x) dt \right] dt;$$

$$K_3 = - \frac{k_A k_{\Pi} k_{\text{ШМ}} k_{\text{ДМ}} H}{R_2}.$$

У виразах для коригувальних моментів $k_1, k_2, k_3, k_4, k_5, k_6$ являють собою коефіцієнти законів керування, вибір яких забезпечує потрібні показники якості перехідних процесів системи.

Отже, параметричну оптимізацію треба здійснювати відносно цих змінних.

Модель навігаційного контура у режимі гіроскопічного компаса є такою:

$$H_1 \omega_{\text{лп}} = -M_{\text{кор } x1}^A;$$

$$H_1 \omega_{\text{уп}} = M_{\text{кор } x1}^{\Gamma} + M_{\text{кор } x2}^{\Gamma} + M_{\text{кор } x3}^{\Gamma} + H \Delta \omega_y .;$$

$$H_1 \omega_{\text{лп}} = M_{\text{кор } y1}^{\Gamma} + M_{\text{кор } y2}^{\Gamma} + M_{\text{кор } y3}^{\Gamma} + M_{\text{кор } y4}^{\Gamma} + H \Delta \omega_x.$$

У режимі гіроскопічного компаса керування здійснюється за допомогою інтегральної корекції, коригування за інформацією від лага і регулювання періоду вільних коливань.

Моменти коригування збігаються з моментами, що використовуються для режиму точного приведення до горизонту, з урахуванням поправок на обертання Землі. Ці моменти визначають виразами:

$$M_{\text{кор } y4}^{\Gamma} = \Omega \cos \varphi;$$

$$M_{\text{кор } x1}^A = H_1 \left(\Omega \sin \varphi + \frac{V_x}{R_1} \operatorname{tg} \varphi \right).$$

Щодо особливостей керування в режимі компасування, то найкращі пропозиції з цього приводу, що й досі не втратили своєї актуальності, наведені у роботі [8]. Але у ній відхилення об'єкта в площині горизонту вважаються малими.

Математична модель системи стабілізації та визначення курсу в режимі компасування в основному відповідає моделі системи в режимі гіроскопічного компаса.

Різниця зумовлена деякими відмінностями у кінематичних співвідношеннях та у виразах визначення кутової швидкості платформи.

Моменти керування системою в цьому режимі відповідають традиційним подходам до керування коректованим гірокомпасом.

Модель системи у режимі компасування у разі довільного розвороту в азимуті характеризується такими особливостями:

- 1) кінематика моделі визначається кінематикою основного приладу режиму, тобто гіроскопічного вимірювача кутової швидкості;
- 2) моменти керування відповідають традиційній схемі коректованого гірокомпасу.

У керуванні системою в режимі компасування беруть участь такі моменти;

- 1) момент, що компенсує удаваний відхід платформи від площини меридіана, що виникає внаслідок відхилення платформи на довільний кут в азимутальній площині;

- 2) момент, що забезпечує демпфірування коливань платформи, для формування якого використовується послаблений сигнал гіроскопічного вимірювача курсу;
- 3) момент корекції, пропорційний швидкості географічної системи координат ω_ξ , що діє щодо зовнішнього кільця гіроскопічного пристрою;
- 4) момент корекції, пропорційний швидкості географічної системи координат ω_ζ , що діє щодо внутрішнього кільця гіроскопічного пристрою;
- 5) момент інтегральної корекції, що забезпечує інваріантність системи до дії зовнішніх прискорень.

Для отримання кінематичних співвідношень моделі в режимі компасування з довільним розворотом в азимуті як вихідна використовується система координат $O\xi_1\eta_1\zeta_1$, розгорнута щодо географічної системи координат $O\xi\eta\zeta$ на кут A_0 . Взаємне положення вихідної системи координат і системи координат, пов'язаної з платформою, показано на рис. 2.

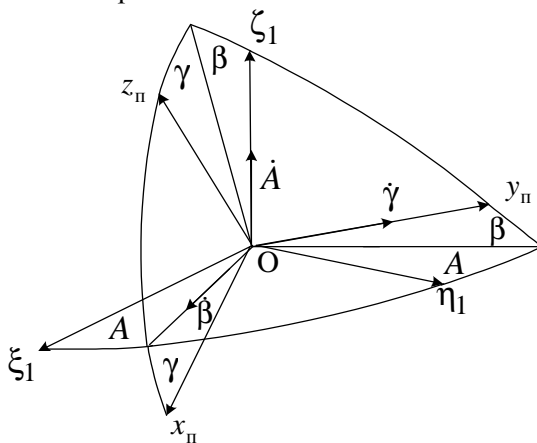


Рис. 2. Взаємне положення вихідної і пов'язаної з платформою систем координат

Відповідно до рис. 2 вирази для напрямних косинусів набувають вигляду:

$$\begin{aligned}
 \cos(x_n, \xi_1) &= \cos A \cos \gamma - \sin A \sin \beta \sin \gamma; \\
 \cos(x_n, \eta_1) &= \sin A \cos \gamma + \cos A \sin \beta \sin \gamma; \\
 \cos(x_n, \zeta_1) &= \cos A \sin \gamma + \sin A \sin \beta \cos \gamma; \\
 \cos(y_n, \xi_1) &= -\sin A \cos \beta; \\
 \cos(y_n, \eta_1) &= \cos A \cos \beta; \\
 \cos(y_n, \zeta_1) &= \sin \beta; \\
 \cos(z_n, \xi_1) &= \cos A \sin \gamma + \sin A \sin \beta \cos \gamma; \\
 \cos(z_n, \eta_1) &= \sin A \sin \gamma - \cos A \sin \beta \cos \gamma; \\
 \cos(z_n, \zeta_1) &= \cos \gamma \cos \beta.
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

На підставі рис. 2 і виразів для напрямних косинусів (4) співвідношення для визначення кутових швидкостей платформи набувають вигляду:

$$\begin{aligned}
 \omega_{x_n} &= \dot{\beta} \cos \gamma - \dot{A} \cos \beta \sin \gamma + \\
 &+ (\cos A \cos \gamma - \sin A \sin \beta \sin \gamma) \omega_{\xi_1} + \\
 &+ (\sin A \cos \gamma + \cos A \sin \beta \sin \gamma) \omega_{\eta_1} - \cos \beta \sin \gamma \omega_{\zeta_1}; \\
 \omega_{y_n} &= \dot{\gamma} + \dot{A} \sin \beta - \sin A \cos \beta \omega_{\xi_1} + \cos A \cos \beta \omega_{\eta_1} + \\
 &+ \sin \beta \omega_{\zeta_1}; \\
 \omega_{z_n} &= \dot{A} \cos \beta \cos \gamma + \dot{\beta} \sin \gamma + \\
 &+ (\cos A \sin \gamma + \sin A \sin \beta \cos \gamma) \omega_{\xi_1} + \\
 &+ (\sin A \sin \gamma - \cos A \sin \beta \cos \gamma) \omega_{\eta_1} + \cos \beta \cos \gamma \omega_{\zeta_1}.
 \end{aligned}$$

Після підставлення виразів (3), що визначають значення кутових швидкостей ω_{ξ_1} , ω_{η_1} , ω_{ζ_1} , урахування малості кутів β, γ і відкидання малих членів (наприклад, що включають добуток $\beta\gamma$), вирази для проекцій кутової швидкості платформи на її власні осі стають такими:

$$\begin{aligned}
 \omega_{x_n} &= \dot{\beta} - \dot{A} \gamma + \omega_\xi \cos A_0 \cos A + \omega_\xi \sin A_0 \sin A - \\
 &- \omega_\eta \sin A_0 \cos A + \omega_\eta \cos A_0 \sin A - \omega_\zeta \gamma; \\
 \omega_{y_n} &= \dot{\gamma} + \dot{A} \beta - \omega_\xi \cos A_0 \sin A + \omega_\xi \sin A_0 \cos A + \\
 &+ \omega_\eta \sin A_0 \sin A + \omega_\eta \cos A_0 \cos A + \omega_\zeta \beta; \\
 \omega_{z_n} &= \dot{A} + \dot{\beta} \gamma + \omega_\xi \cos A_0 \cos A \gamma + \\
 &+ \omega_\xi \cos A_0 \sin A \beta - \omega_\eta \sin A_0 \cos A \gamma - \\
 &- \omega_\eta \sin A_0 \sin A \beta + \\
 &+ \omega_\eta \cos A_0 \sin A_0 \gamma - \omega_\eta \cos A_0 \cos A \beta + \\
 &+ \omega_\xi \sin A_0 \sin A \gamma - \omega_\xi \sin A_0 \cos A \beta + \omega_\zeta.
 \end{aligned}$$

Використовуючи основну формулу тригонометрії для суми кутів, можна записати:

$$\begin{aligned}
 \omega_{x_n} &= \dot{\beta} - \dot{A} \gamma + \omega_\xi \cos(A_0 - A) - \omega_\eta \sin(A_0 - A) - \omega_\zeta \gamma; \\
 \omega_{y_n} &= \dot{\gamma} + \dot{A} \beta + \omega_\xi \sin(A_0 - A) + \omega_\eta \cos(A_0 - A) + \\
 &+ \omega_\zeta \beta; \\
 \omega_{z_n} &= \dot{A} + \dot{\beta} \gamma + \omega_\xi \cos A_0 \cos A \gamma + \\
 &+ \omega_\xi \cos A_0 \sin A \beta - \omega_\eta \sin A_0 \cos A \gamma - \\
 &- \omega_\eta \sin A_0 \sin A \beta + \\
 &+ \omega_\eta \cos A_0 \sin A \gamma - \omega_\eta \cos A_0 \cos A \beta + \\
 &+ \omega_\xi \sin A_0 \sin A \gamma - \omega_\xi \sin A_0 \cos A \beta + \omega_\zeta.
 \end{aligned}$$

Тепер математична модель системи стабілізації та визначення курсу в режимі компасування з урахуванням виразів для кутових швидкостей платформи у разі довільного розвороту в азимуті набуває вигляду

$$H_1 \omega_{\text{лп}} = M_{\text{кор } z1}^A + M_{\text{кор } z2}^A + M_{\text{кор } z3}^A + H \Delta \omega_x;$$

$$H_1 \omega_{\text{уп}} = M_{\text{кор } y1}^A + M_{\text{кор } y2}^A + H \Delta \omega_y;$$

$$H_1 \omega_{\text{пн}} = M_{\text{кор } x1}^A + M_{\text{кор } x2}^A + M_{\text{кор } x3}^A;$$

$$M_{\text{кор } z1}^A = -k_1 \frac{W_y}{g};$$

$$M_{\text{кор } z2}^A = -H_1 \omega_\xi = \frac{V_N}{R_2};$$

$$M_{\text{кор } z3}^A = -\frac{k_A k_{\text{п}} k_{\text{шпм}} k_{\text{дм}} H_1}{R} \int_t^{t+\Delta t} W_y dt;$$

$$M_{\text{кор } y1}^A = -k_2 \frac{W_x}{g};$$

$$M_{\text{кор } x1}^A = k_3 \frac{W_y}{g};$$

$$M_{\text{кор } y1}^A = -\frac{k_A k_{\text{п}} k_{\text{шпм}} k_{\text{дм}} H_1}{R} \int_t^{t+\Delta t} W_x dt;$$

$$M_{\text{кор } x2}^A = H_1 \left(\Omega \sin \varphi + \frac{V_E}{R_1} \operatorname{tg} \varphi \right).$$

Після підстановки виразів для визначення кутових швидкостей платформи модель системи стабілізації та визначення курсу в режимі компасування набуває вигляду:

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= \dot{A} \gamma - \omega_\xi \cos(A_0 - A) + \omega_\eta \sin(A_0 - A) + \omega_\zeta \gamma - \\ &- k_1 \frac{W_y}{g H_1} - \omega_\xi - \\ &- \frac{k_A k_{\text{п}} k_{\text{шпм}} k_{\text{дм}} H_1}{R} \int_t^{t+\Delta t} W_y dt + \Delta \omega_x; \\ \dot{\gamma} &= -\dot{A} \beta - \omega_\xi \sin(A_0 - A) - \omega_\eta \cos(A_0 - A) - \omega_\zeta \beta - \\ &- k_2 \frac{W_x}{g} - \frac{k_A k_{\text{п}} k_{\text{шпм}} k_{\text{дм}} H_1}{R} \int_t^{t+\Delta t} W_x dt + \Delta \omega_y; \\ \dot{A} &= -\dot{\beta} \gamma - \omega_\xi \cos A_0 \cos A \gamma - \omega_\xi \cos A_0 \sin A \beta + \\ &+ \omega_\eta \sin A_0 \cos A \gamma + \omega_\eta \sin A_0 \sin A \beta - \\ &- \omega_\eta \cos A_0 \sin A \gamma + \omega_\eta \cos A_0 \cos A \beta - \\ &- \omega_\xi \sin A_0 \sin A \gamma + \omega_\xi \sin A_0 \cos A \beta - \omega_\zeta + \\ &+ k_3 \frac{W_y}{g H_1} + \omega_\zeta + \Delta \omega_z. \end{aligned}$$

Особливості параметричної оптимізації навігаційних контурів системи стабілізації та визначення курсу

Для створення процедури параметричної оптимізації системи треба враховувати її особливості. Досліджувана система є астатичною.

Отже, для виконання параметричної оптимізації потрібно виконувати мінімальну реалізацію системи.

Аналіз системної матриці моделі системи показує, що її елементи розрізняються між собою приблизно на три порядки.

З огляду на це вважається доцільним проведення збалансованої реалізації моделі.

В основу процедури параметричної оптимізації в режимах точного приведення до горизонту, гіроскопічного компаса та приведення до меридіана покладено лінеаризовані моделі навігаційних контурів, подані у просторі станів. Такий підхід дозволяє використовувати автоматизовані процедури оптимального проектування систем взагалі та робастних систем зокрема.

Синтез стохастичної системи забезпечується завданням зовнішніх збурень за допомогою формувальних фільтрів, створених на підставі виразів для спектральної щільності морських хвиль [8].

Процедура параметричної оптимізації має виконуватись у два етапи.

На першому етапі виконується синтез на підставі моделей у просторі станів із використанням автоматизованих засобів проектування, на другому етапі – перевірка отриманих результатів із допомогою математичної моделі, яка враховує усі нелінійності, притаманні реальним навігаційним контурам.

Слід зазначити, що в режимі компасування можна знехтувати впливом каналу крену, що дозволяє значно спростити модель.

Результати проведення процедури параметричної оптимізації подано на рис. 3.

Обчислювальну схему лінеаризованої моделі навігаційного контуру на прикладі режиму компасування показано на рис. 4.

У режимі компасування можна знехтувати впливом каналу крену, що дає змогу значно спростити модель. Відповідно до призначення системи досліджуваного типу найбільш вагомою для цього навігаційного контуру є складова закону керування, яка відповідає за прискорене приведення до меридіана.

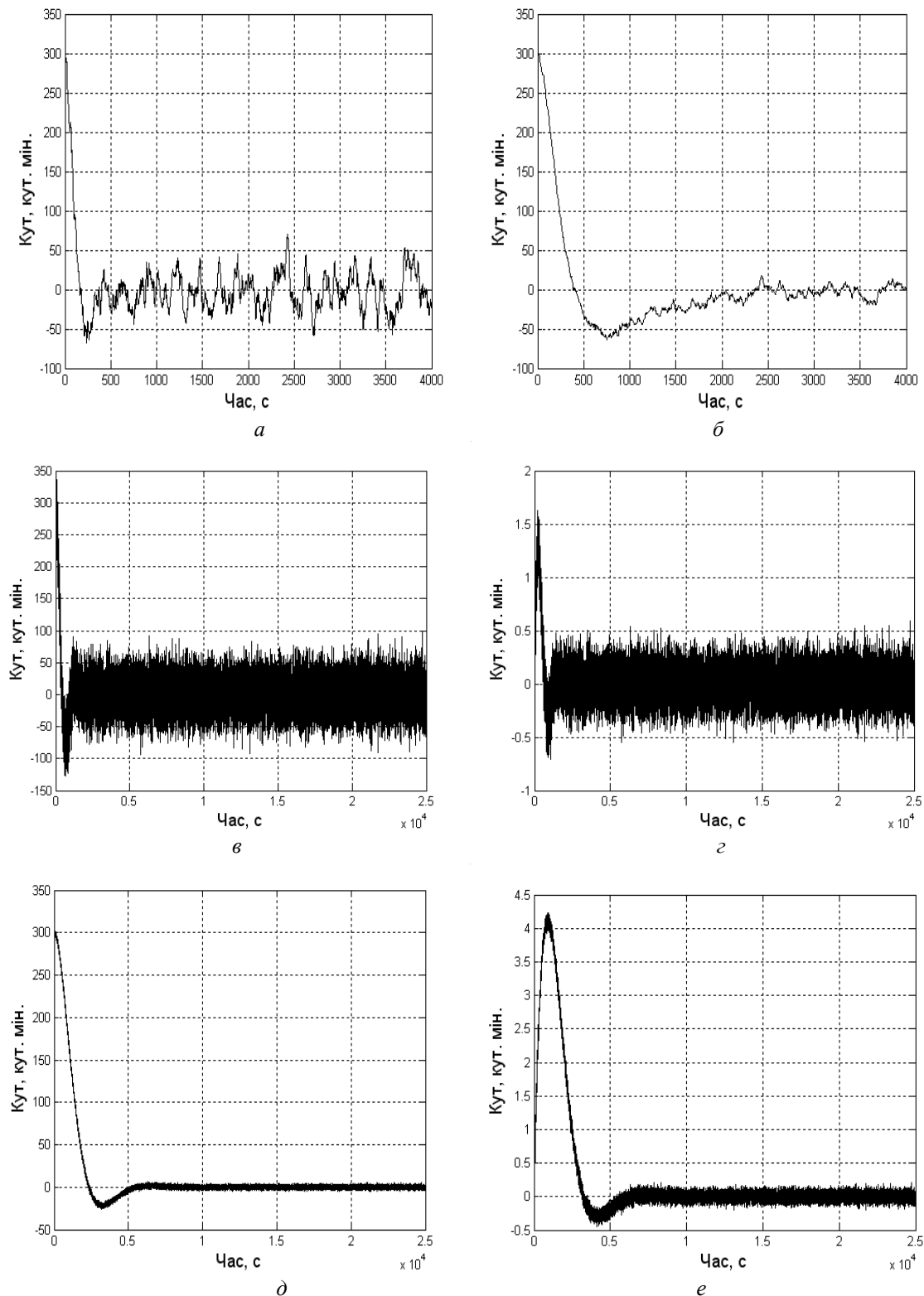


Рис. 3. Перехідний процес за кутом відхилення (*a*, *б*) від площини горизонту β , за кутом азимуту (*в*, *д*), за кутом диференту (*г*, *е*):

a – детермінована оптимізація в режимі точного приведення до горизонту;
б – стохастична оптимізація в режимі точного приведення до горизонту;
в, *г* – збурена неоптимізована система в режимі приведення до меридіану;
д, *е* – збурена оптимізована система в режимі приведення до меридіану

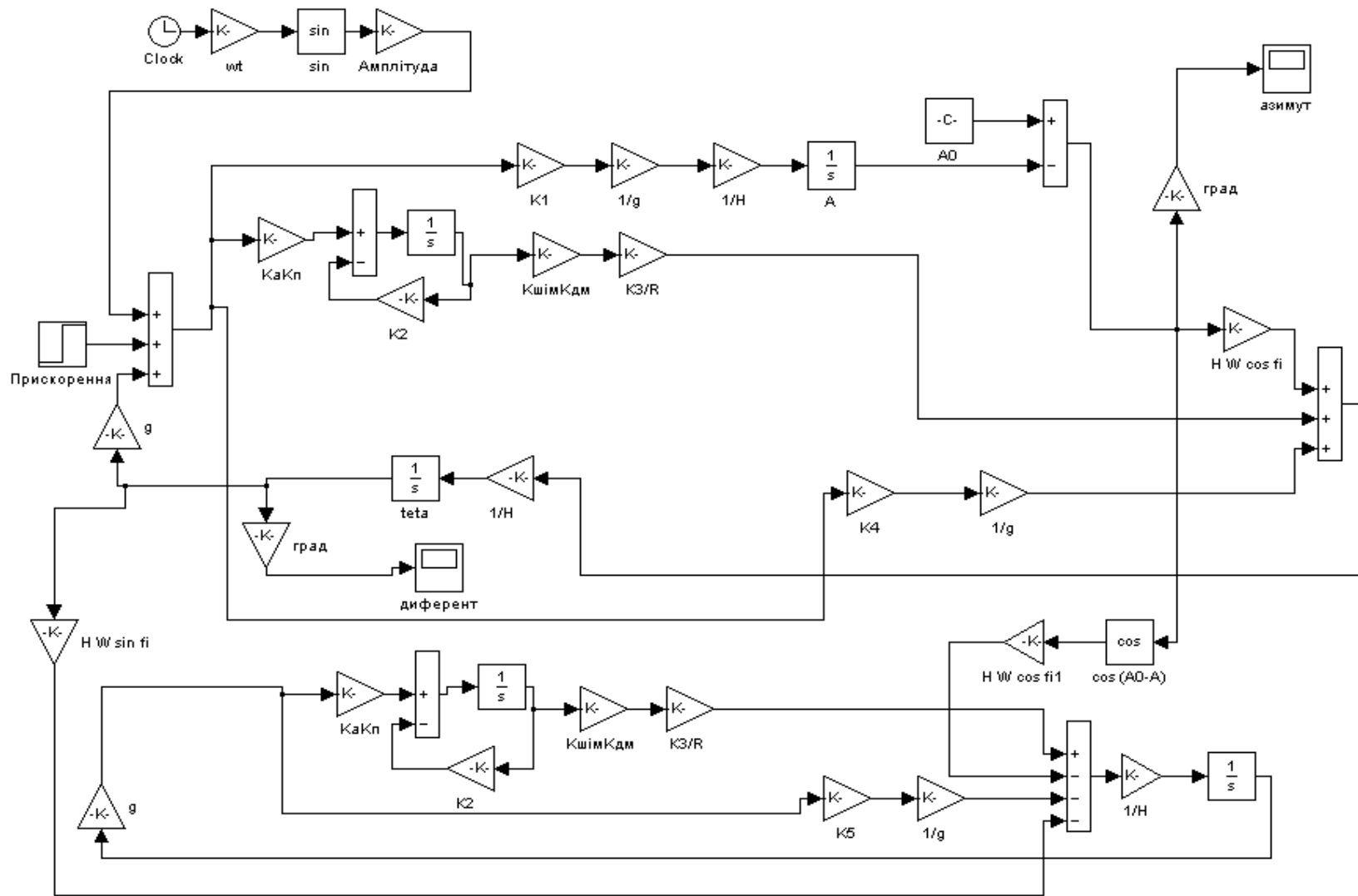


Рис. 4. Лінеаризована модель навігаційного контуру у режимі приведення до меридіана (компасування)

Процедура параметричної оптимізації для навігаційних контурів системи стабілізації та визначення курсу складається з таких основних етапів.

- 1) створення повної нелінійної моделі навігаційного контура режиму точного приведення до горизонту, передусім з урахуванням тригонометричних функцій та всіх каналів;
- 2) створення повної нелінійної моделі навігаційного контура гіроскопічного компаса;
- 3) створення повної нелінійної моделі в режимі приведення до меридіана, а саме компасування;
- 4) складання математичного опису у просторі станів з отриманням передавальних функцій розімкненого та замкненого контурів;
- 5) визначення передавальної функції формувального фільтра на підставі виразів для спектральної щільності ординат морського хвилювання заданої інтенсивності;
- 6) отримання розширених моделей навігаційних контурів у просторі станів із включенням формувальних фільтрів;
- 7) виконання мінімальної реалізації моделі;
- 8) масштабування моделі на підставі алгоритму збалансованої реалізації;
- 9) завдання початкових значень та виконання алгоритму оптимізації Нелдера-Міда, з циклічним виконанням таких кроків:
 - обчислення H_2 та H_∞ норм для синтезованої системи;
 - обчислення полюсів,
 - аналіз розташування полюсів на площині комплексної змінної;
 - визначення відповідної штрафної функції;
 - обчислення комплексного показника якості із урахуванням штрафної функції;
- 10) аналіз синтезованої системи з виконанням таких кроків:
 - обчислення H_2 , H_∞ -норм та побудова логарифмічних амплітудно-частотних характеристик системи з визначенням запасів стійкості;
 - аналіз показників перехідного процесу з використанням моделі навігаційного контуру з урахуванням усіх притаманних йому нелінійностей;

11) завершення процедури параметричної оптимізації або її продовження з новими початковими умовами чи новими ваговими коефіцієнтами комплексного показника якості.

Висновки

Складено математичний опис системи стабілізації та визначення курсу для основних навігаційних контурів. Проаналізовано особливості процедури параметричної оптимізації та визначено підхід до організації процедури параметричного синтезу стохастичної системи досліджуваного типу. Запропоновано алгоритм параметричної оптимізації навігаційних контурів системи стабілізації та визначення курсу. Виконано моделювання навігаційних контурів системи.

Література

1. *Квакернаак Х.* Линейные оптимальные системы управления / Х. Квакернаак, Р. Сиван. – М.: Мир, 1977. – 464 с.
2. *Егупов И.П.* Методы робастного, нейронечеткого и адаптивного управления / И.П. Егупов. – М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2002. – 744 с.
3. *Parametric Optimization Procedure for Robust Flight Control System Design* / A.A.Tunik, R-Hyu, I.K.Ahn, C.H.Lim. Proc. of the KSAS Fall Annual Meeting 2000. – KSAS Publication, Daejeon, Korea. – P. 293–300.
4. *Tunik Anatol A.* Parametric Optimization Procedure for Robust Flight Control System Design / Anatol A. Tunik, Hyeok Ryu, Hae-Chang Lee. // KSAS International Journal. – Vol. 2, N 2. – November, 2001. – P. 95–107.
5. *Гударян А.Ю.* Автоматизированные системы управления суден / А.Ю. Гударян. – М.: Наука, 1975. – 232 с.
6. *Петров Ю.П.* Оптимизация управляемых систем, испытывающих воздействие ветра морского волнения / Ю.П. Петров. – Л.: Судостроение, 1973. – 214 с.
7. *Сущенко О.А.* Робастна параметрична оптимізація системи стабілізації та визначення курсу. – Електроніка та системи управління / О.А. Сущенко. – 2009. – С.108–115.
8. *Одинцов А.А.* Теория и расчет гироскопических приборов / А.А. Одинцов. – К.: Вища шк., 1985. – 392 с.
9. *Сущенко О.А.* Особливості моделювання контурів керування системи визначення курсу / О.А. Сущенко // Вісник НАУ. – 2006. – №4. – С.55–59.

Стаття надійшла до редакції 23.06.09.

УДК 62.50

В.І. Чепіженко, к.т.н., с.н.с.

ЕНЕРГЕТИЧНА КОНЦЕПЦІЯ ЯДРА ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ CALS-ПРОЦЕСІВ У СКЛАДНИХ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМАХ

Запропоновано концептуальні підходи до створення інтегрованих інформаційно-енергетичних моделей супроводження життєвого циклу складних технічних систем.

Conceptual approaches to creation of the integrated information-power models of support of life cycle of difficult technical systems are offered.

енергія, життєвий цикл, інтегрована модель, інформація, складна технічна система, технічний стан

Постановка проблеми

Нині у світовій практиці під час проектування, виробництва й експлуатації складних технічних систем (СТС) широко застосовуються CALS-процеси (Continuous Acquisition and Life Cycle Support, Computer Aided Acquisition and Logistic Support, Computer Aided Logistic Support), що є технологіями безперервної інформаційної підтримки життєвого циклу СТС.

Складні технічні системи характеризуються тим, що в них всі функціональні процеси мають динамічний характер. Ці процеси можуть бути описані лише за допомогою спеціальних моделей з тим або іншим ступенем адекватності.

Характерними властивостями СТС є ієрархічність і складні структурні та функціональні взаємини між елементами системи [1].

Ядром CALS-процесів є [2]:

- інтегровані інформаційні моделі самих СТС, що відбивають цільове призначення систем;
- інформаційні моделі еволюції технічного стану СТС на всьому інтервалі їхнього життєвого циклу;
- моделі виробничого й експлуатаційного середовища.

Такі моделі є неузгодженими і у рамках єдиного CALS-процесу вимагають функціональної та структурної інтеграції.

Дослідження CALS-процесів у СТС пов'язано із двома видами складності – внутрішньою та зовнішньою.

Внутрішня складність обумовлена необхідністю врахування синергетичних властивостей, притаманних як елементам СТС, так і всій системі в цілому.

Зовнішня складність полягає в необхідності враховувати вплив всіх факторів зовнішнього середовища на систему, які можуть викликати відхилення від заданої мети її існування або розвитку.

Аналіз досліджень

Фундаментальною основою досліджень CALS-процесів функціонування й еволюції стану СТС сьогодні є теоретико-ймовірнісні методи. У теоретико-ймовірнісній схемі прогнозується не поведіння СТС, а частота того або іншого її поведіння, пов'язана з імовірністю. Причому передбачається, що частота не змінюється при заданих умовах (так звана стохастична стійкість) [3]. Але в складних ситуаціях самі умови міняються досить швидко й не підлягають оцінці, тому статистичний параметр – частота подій, часто втрачає свій фізичний зміст. Незважаючи на це, основні процеси функціонування СТС моделюються в термінах випадковості, що відбиває неповноту знань, їхню невірогідність, а також нечіткість й неточність стосовно їхнього змісту. Нечіткість і неточність асоціюються з розподілом ймовірностей, неясність і невизначеність відбиваються у частковому незнанні останнього. Тому проблеми, що виникають у зв'язку із цим, формулюються в термінах теорії перевірки статистичних гіпотез і теорії оцінювання.

Проведений аналіз застосування теоретико-ймовірнісних методів показує, що вони недостатньо ефективні під час моделювання широкого класу CALS-процесів і явищ у СТС у тих випадках, коли:

- дослідник має обмежену кількість однотипних СТС або досліджувана СТС взагалі є унікальною;
- обсяг статистичних даних про процеси, що протікають в однотипних СТС, малий або статистичні дані повністю відсутні;
- статистичні дані про характеристики СТС мають низьку вірогідність;
- проведення періодичних перевірок статистичних гіпотез про характеристики СТС неможливо або пов'язано з істотними труднощами та ін.

Отже, використання теоретико-ймовірнісних методів не дозволяє досить ефективно синтезувати моделі CALS-процесів, які не тільки адекватно відбивали б динаміку цих процесів, але й давали б можливість керувати цими процесами.

Ще одним істотним недоліком існуючих моделей CALS-процесів є їхня інформаційна спрямованість, тобто дані моделі враховують лише інформаційні взаємодії між елементами та частинами СТС, що не потребують значних витрат енергії та речовини. Фактично ігнорується матеріально-енергетична сутність CALS-процесів, що протікають у СТС. Таке абстрагування від фізичної сутності CALS-процесів не дозволяє виявити дійсні механізми інтеграції керованої взаємодії, енергії, речовини й інформації у СТС.

А.А. Колісників у своїй роботі [4] дає характеристику шляхів дослідження СТС: «... важливо розглядати їхнє (СТС) поведіння як з погляду динаміки, коли домінуючу роль відіграє енергія, так і з погляду інформаційних процесів, що протікають у них, коли головне – в «змістовному» наповненні сигналів керування».

Основою для усунення недоліків моделювання CALS-процесів є розробка єдиної інтегрованої моделі самої СТС та її життєвого циклу, яка дозволяє повномасштабний опис енергетичних процесів, що протікають, і яка виступає в ролі єдиного джерела інформації для керування цими процесами. Однак складність створення такої моделі нерозривно пов'язана зі складністю структури самих СТС і процесів, що протікають у них.

Таким чином, виникає протиріччя між потребою в розробці інтегрованих моделей "СТС – CALS-процеси", які дозволяють проводити аналіз динамічних еволюційних CALS-процесів, що протікають на інтервалі всього життєвого циклу СТС, і недостатніми можливостями існуючого науково-методичного апарата для синтезу таких моделей з метою керування цими процесами.

Вирішення цієї проблеми пропонується шукати в створенні й використанні закономірних загальносистемних еволюційних моделей, які повинні враховувати динамічні, параметричні, економічні, енергетичні й експлуатаційні CALS-процеси, що протікають у кожній конкретній СТС.

Метою статті є обґрунтування енергетичної концепції ядра для моделювання CALS-процесів у складних технічних системах на всьому інтервалі

їхнього життєвого циклу, яка адекватно відбиває енергетичний вплив на процеси деградації, еволюції і старіння, що протікають у СТС, і яка є основою для синтезу керування цими процесами.

Основні положення концепції

Як універсальну фізичну величину утворення системних (цілісних) властивостей СТС із множини окремих елементів пропонуємо використовувати узагальнену фізичну величину – енергію.

При розгляді енергетичних CALS-процесів, що протікають у СТС, будемо враховувати, що більшість СТС можна віднести до класу закритих систем. Через границю цих систем не відбувається обміну речовиною із зовнішнім середовищем, а відбувається лише обмін енергією. Наприклад, електричні системи на всьому інтервалі життєвого циклу майже не змінюють своєї маси, тому що перенос речовини в струмопроводах за допомогою потоку заряджених частинок не великий. Незначна зміна маси на практиці спостерігається й у механічних системах, що містять у своїй конструкції вузли тертя, тому що існуючі мастила та методи їхнього використання істотно знижують зношування тертьових поверхонь.

Зміна технічного стану СТС на інтервалі їхнього життєвого циклу носить динамічний характер. Під динамічною системою розуміємо таку СТС, для якої однозначно визначене поняття стану як сукупності енергетичних потоків, що протікають через неї у заданий момент часу, а також для якої заданий оператор, що визначає еволюцію початкового технічного стану системи в часі.

За відсутності відновлення, процеси еволюції технічного стану СТС носять необоротний характер. Під еволюцією технічного стану СТС розуміють процес поступового та безперервного переходу технічного стану системи від одного стану до іншого, котрий проявляється в зміні її параметрів і порушенні процесів функціонування. Характерними ознаками еволюційних змін технічного стану СТС є фізичне зношування та старіння елементів її конструкції.

Основною умовою для ефективного функціонування CALS-процесів під час створення, зберігання й експлуатації СТС є їхня енергетична доцільність, виправданість. Тобто певній кількості інформації, реалізованої в структурі СТС, відповідає строго певна кількість енергії, зв'язаної в цій структурі. Ступінь структурної складності СТС відповідає її енергетичним властивостям. Отже, кількість інформації, що міститься в структурі, обумовлена кількістю зв'язаної в ній енергії.

Для обґрунтування подальших міркувань виділимо три основні компоненти загальної енергії СТС:

- внутрішня енергія – це енергія, що характеризує структурний та функціональний стани конструкції системи і спрямована на збереження основних системних властивостей СТС;
- енергія, що проходить через СТС і забезпечує цільове її функціонування;
- енергія, що розсіюється в конструкції СТС і призводить до її деградації, а також до віртуальних переміщень параметрів стану та структури системи.

Цілісність системи – це принципова неможливість звести її властивості до суми властивостей складових елементів і невиводимість із останніх властивостей цілого.

Під віртуальними переміщеннями параметрів СТС розуміємо зміну положення (переміщення) у просторі станів параметрів функціональної моделі системи, що не призводить до порушення функціональної та структурної цілісності СТС. Наприклад, фізичну інтерпретацію поняття "віртуальні (можливі) переміщення" для механічної системи [5] можна трактувати як нескінченно малі переміщення, які можуть робити точки механічної системи із займаного ними в цей момент часу положення, не порушуючи накладених на систему зв'язків.

Всю сукупність енергетичних процесів, що протікають у СТС і на її границі із середовищем, і що призводять до зміни технічного стану S (рис. 1), можна розділити на зовнішні й внутрішні.

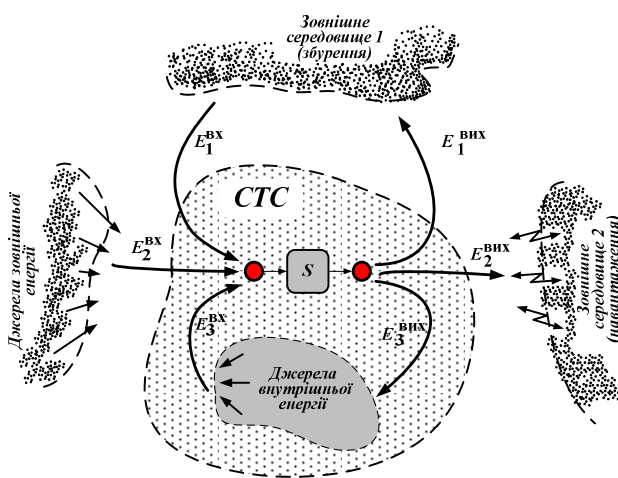


Рис. 1. Енергетичні потоки в СТС

На вхід СТС надходять енергетичні потоки:

$E_1^{\text{вх}}$ – енергія зовнішнього середовища, пов'язана із зовнішніми збуреннями основного процесу функціонування СТС (гравітація Землі, температура й атмосферний тиск, вітер та ін.);

$E_2^{\text{вх}}$ – енергія, що надходить із зовнішніх джерел, яка включає енергію керування та енергію «робочого тіла», що підводиться з метою забезпечення процесу цільового функціонування СТС і використовується на виробництво корисної роботи (енергія палива, що підводиться до СТС, електрична енергія, робочий тиск рідин і газів та ін.).

У процесі функціонування на виході СТС спостерігаються потоки енергії:

$E_1^{\text{вих}}$ – дисипація енергії системи в зовнішнє середовище;

$E_2^{\text{вих}}$ – енергія, спрямована на забезпечення виконання основних функціональних цільових поведінок СТС (виробництво корисної роботи).

Дисипація енергії – це перехід частини енергії впорядкованого процесу у фізичній системі в інші види енергії (теплову, звукову, світлову, хвильову, електромагнітну та ін.), що не беруть участь у процесі виробництва корисної роботи системою. Наприклад, дисипація енергії механічних систем означає перехід частини їхньої механічної енергії в інші форми за рахунок наявності сил опору.

Внутрішня енергія системи – це енергія руху й взаємодії частин, з яких складається тіло. Внутрішня енергія тіла не залежить від положення тіла щодо інших тіл і від швидкості руху тіла. Відповідно до понять класичної фізики [6], внутрішня енергія тіла складається:

- з енергії хаотичного руху молекул;
- з потенційної енергії атомів, що утворюють молекулу або кристалічну структуру;
- із внутрішньоатомної енергії.

Однак аналіз теоретичних досліджень фізики і особливо термодинаміки [7] показує, що збереження енергії в складних технічних системах можна формулювати та використовувати тільки мовою макрозмінних.

Внутрішня енергія системи може проявлятися у формі теплоти, що розсіюється в зовнішнє середовище, або у формі роботи системи в середовищі.

Джерелами внутрішньої енергії є конструктивні елементи СТС. Зв'язана в структурі СТС внутрішня енергія впливає на технічний стан S і використовується на створення, відновлення та підтримку на заданому архітектурному рівні цієї структури.

Часто в літературі як поняття внутрішньої енергії використовують поняття поверхневої енергії, що закладається під час виготовлення деталей (вузлів) і виступає в ролі початкових умов динамічного процесу її поверхневих руйнувань (деградацій) [8]. Поверхнева енергія пропорційна твердості поверхні. Витрата поверхневої енергії пропорційна ступеню зношування взаємодіючих поверхонь і характеризується дисипацією звукової, теплової, електричної та механічної енергій. Динамічне навантаження поверхонь тертя пропорційно росту деградаційних процесів у матеріалі.

Необхідний запас внутрішньої енергії СТС розраховується та закладається на етапах її проектування [9]. Енергетичні розрахунки виконують з метою визначення таких енергетичних взаємодій між елементами конструкції СТС, які б забезпечили:

- цілісність системи на всьому інтервалі життєвого циклу за максимально можливих експлуатаційних навантаженнях;
- виконання цільового функціонального призначення системи.

Потоки зовнішньої енергії, що проходять через СТС, змінюють характеристики джерел внутрішньої енергії шляхом передачі частини енергії $E_3^{внх}$.

У загальному випадку зміна повної внутрішньої енергії має вигляд:

$$dE^{внт} = dQ + dA_{мех} + dE_q + dE_{ел} + dE_{маг} + dE_{пов} + \dots \quad (1)$$

де:

dQ – зміна теплоти в системі;

$dA_{мех}$ – механічна робота, пов'язана зі зміною об'єма системи:

$$dA_{мех} = -pdV ;$$

dE_q – енергія переносу заряду dq крізь різницю потенціалів ϕ :

$$dE_q = \phi dq ;$$

$dE_{ел}$ – зміна діелектричної енергії, пов'язана зі зміною електричного дипольного моменту dP в електричному полі A :

$$dE_{ел} = -AdV ;$$

$dE_{маг}$ – зміна магнітної енергії, пов'язана зі зміною магнітного дипольного моменту dM у магнітному полі B :

$$dE_{маг} = -BdM ;$$

$dE_{пов}$ – зміна енергії, пов'язана зі зміною площі dH :

$$dE_{пов} = \sigma dH.$$

Аналіз виразу (1) показує, що визначення внутрішньої енергії СТС може ускладнюватись необхідністю враховувати енергетичні процеси різної природи.

На практиці потужність джерел внутрішньої енергії СТС завжди обмежена та пропорційна на мінімальній потужності, яка необхідна для забезпечення функціональних поведінок системи.

Наслідком обмеженості потужності джерел внутрішньої енергії є залежність значень вихідних координат СТС від характеру навантаження. У свою чергу, характер і динамічні режими роботи СТС визначаються зовнішнім навантаженням на її виході. З одного боку, при сумірності вхідної потужності зі станом СТС (внутрішньою енергією) спостерігається вплив режимів роботи (динаміки) СТС на характер змін і значення її вихідних (енергетичних) координат. З іншого боку, наслідком відхилення вихідних координат від їхніх номінальних значень є зміна якості функціонування СТС.

Складну технічну систему можна розглядати як акумулятор енергії, що накопичується в структурі системи, а потім витрачається на утворення її системних властивостей. Отже, поняття "цілісність системи" можна трактувати як її здатність акумулювати енергію. Під час розпаду системи на вихідні елементи в середовище виділяється енергія, що була зосереджена у зв'язках вихідних елементів.

Отже, в енергетичному визначенні СТС – це цілісна сукупність елементів, що володіє здатністю акумулювати енергію, поглинаючи її із середовища, за рахунок певної взаємодії елементів, а також віддавати енергію у вигляді корисної роботи та дисипації в елементах конструкції й у зовнішнє середовище.

Для будь-якого процесу, що протікає між початковим і кінцевим станами системи, можна обчислити зміну ентропії [7] – необоротність процесів у системі.

Ентропія є мірою ступеня дисипації енергії, у результаті чого вона частково втрачає здатність перетворюватися в роботу. Якщо енергія є мірою здатності СТС до здійснення роботи, то ентропія є мірою того, наскільки ця здатність "знецінилася" або взагалі виявилася загубленою [10].

Будь-яка СТС, через конструкцію якої проходить потік енергії (потужності), за тривалої експлуатації прагне під час свого вільного руху або до рівноваги, або, у більш загальному випадку, до руху консервативної системи з меншим числом ступенів волі [11].

Втрата ступенів волі системи характеризує перехід конструктивної деградації системи в її деградацію функціональну. Отже, кількість енергії, що пройшла через систему, визначає її технічний стан.

Властивості будь-якої фізичної системи можуть виражатися за допомогою системи рівнянь, що встановлюють співвідношення потоків енергії або потужності між системою та навколишнім середовищем. Найбільш повно такі залежності можна описати Гамільтоновою системою диференціальних рівнянь:

$$\begin{aligned} \frac{dq_i}{dt} &= \frac{\partial H_i}{\partial p_i}, \\ \frac{dp_i}{dt} &= -\frac{\partial H_i}{\partial q_i} + Q_i, \end{aligned} \quad (2)$$

де

q_i – узагальнені координати i -го елемента системи;

p_i – узагальнені імпульси i -го елемента системи;

H_i – гамільтонова функція, відповідна сумі кінетичної та потенціальної енергій i -го елемента системи;

Q_i – узагальнені сили.

Рівняння (2) легко приводяться до канонічної форми Коші. Для цього, опускаючи нижній індекс, перетворимо друге рівняння системи (2):

$$\frac{dp}{dt} + \frac{\partial H}{\partial q} = Q. \quad (3)$$

Розпишемо перший член у лівій частині рівняння (3):

$$\frac{dp}{dt} = \frac{d}{dt}(mv) = m \frac{d}{dt} \left(\frac{dq}{dt} \right) = m \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial H}{\partial p} \right) = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial H}{\partial \dot{q}} \right), \quad (4)$$

де

m – маса;

v – швидкість.

Узагальнені сили Q в загальному випадку можна представити у вигляді:

$$Q(q_1, \dots, q_n; \dot{q}_1, \dots, \dot{q}_n) = -\frac{\partial F}{\partial \dot{q}} - G - \sum f, \quad (5)$$

де

F – дисипативна функція Релея;

G – гіроскопічні сили;

$\sum f$ – інші сили, що діють на систему.

Функції Гамільтона та Релея можуть виражатися через квадратичні функції [12]:

$$\begin{aligned} H &= T + U = \frac{1}{2} M_{ij}(q_1, \dots, q_n) \dot{q}_i \dot{q}_j + \frac{1}{2} R_{ij}(q_1, \dots, q_n) q_i q_j; \\ F &= \frac{1}{2} K_{ij}(q_1, \dots, q_n) \dot{q}_i \dot{q}_j, \end{aligned} \quad (6)$$

де

M_{ij} – функції, що характеризують масу окремих елементів системи,

R_{ij} – функції, що враховують жорсткість (упругість) зв'язків у системі;

K_{ij} – функції, що характеризують тертя або дисипацію енергії під час взаємодії елементів системи.

Підставимо функцію (6) в рівняння (2):

$$A\ddot{q} + B\dot{q} + Cq = f. \quad (7)$$

Узагальнена динамічна модель енергетичного стану елементів СТС (7) може перетворитися до вигляду системи впорядкованих рівнянь виду:

$$\sum_{k=1}^n e_{ik} q_k = f_i \quad (k=1, 2, \dots, n), \quad (8)$$

де

e_{ik} – квадратичний диференціальний оператор виду:

$$e_{ik} = A_{ik} \frac{d^2}{dt^2} + B_{ik} \frac{d}{dt} + C_{ik}. \quad (9)$$

Рівняння (8) є системою звичайних диференціальних рівнянь другого порядку. У загальному випадку, вираження коефіцієнтів A , B і C є залежностями від кінетичної, дисипативної та потенційної енергій відповідно. Одночасно ці коефіцієнти є функціями від параметрів елементів СТС. Таким чином рівняння Гамільтона (2) дозволяють зв'язати воедино енергетичні та параметричні (інформаційні) характеристики еволюційних процесів, що протікають у СТС (рис. 2).

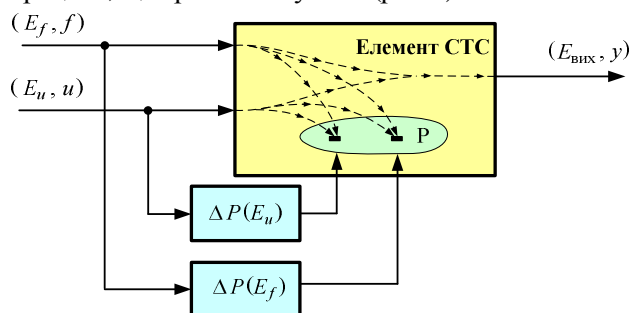


Рис. 2. Схема енергетичних і інформаційних потоків у елементах СТС

Енергетичні потоки керування E_u та зовнішнього середовища E_f , що надходять на вхід елементів СТС, з одного боку спрямовані на одержання корисної

роботи або енергії $E_{вух}$, а з іншого боку змінюють внутрішню енергію СТС, що викликає еволюційні процеси зміни її технічного стану $\Delta P(E_u)$ та $\Delta P(E_f)$ (рис. 3).

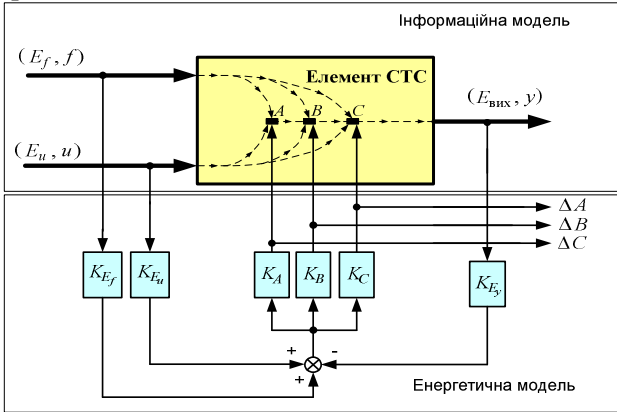


Рис. 3. Схема процесу використання (перетворення) енергії в елементах СТС

Інтегрована модель включає:

- моделі елементів СТС, що у загальному випадку являють собою впорядковану ієрархічну структуру;
- модель потоку енергії через елементи СТС;
- моделі віртуальних переміщень параметрів елементів СТС, обумовлені енергетичними потоками, що протікають через неї.

Модель передбачає можливість врахування відновлення технічного стану СТС через вхід E_0 .

Отже, загальна динамічна модель елементів СТС може бути розділена на дві частини – енергетичну й інформаційну.

Оскільки зв'язки та структури в реальних системах погано спостерігаються, доцільно використовувати відновлення структури потоку енергії за допомогою відповідної моделі (рис. 4).

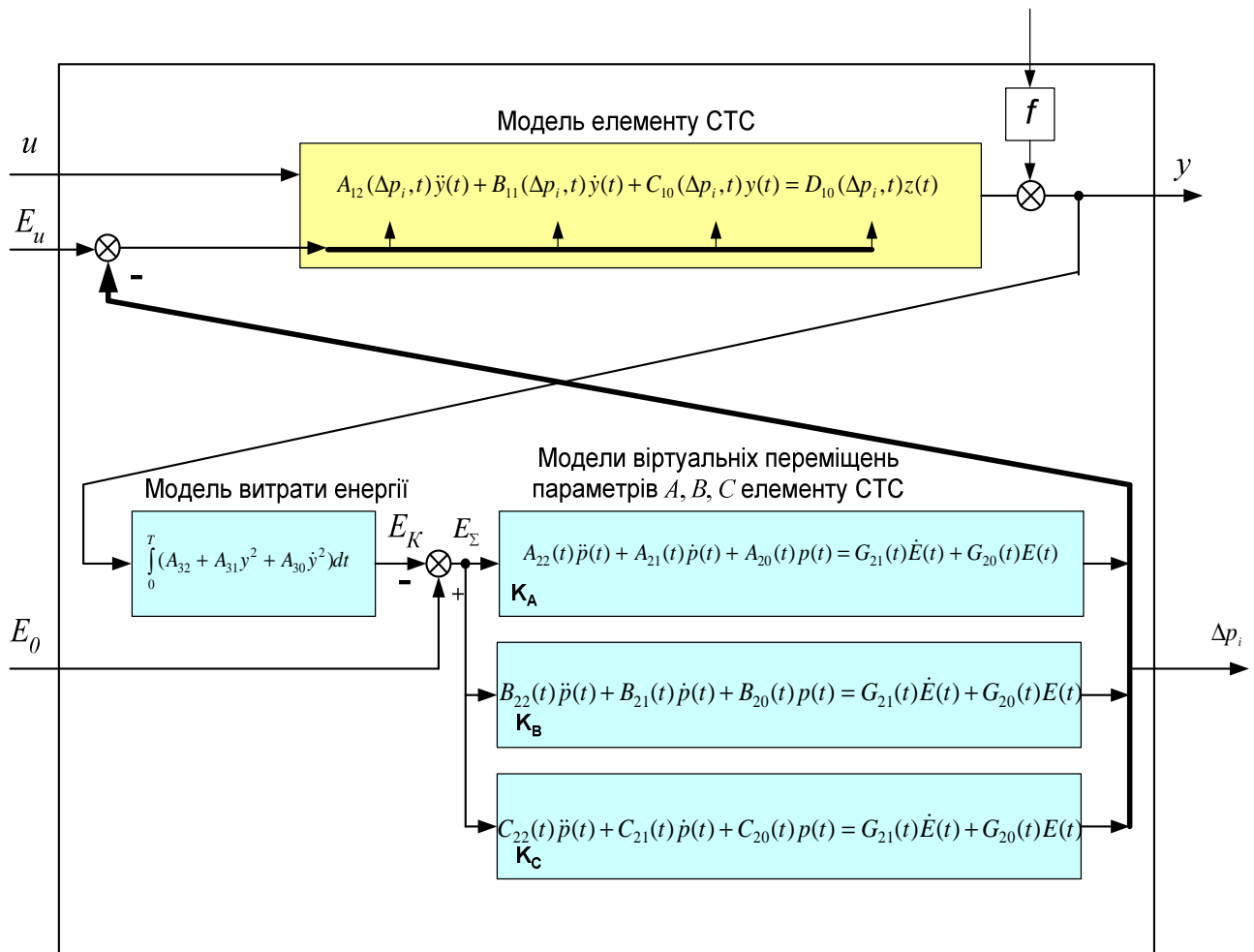


Рис. 4. Інтегрована модель еволюції технічного стану елемента СТС у вигляді «чотириполосника»

Висновки

1. На основі запропонованого енергоінформаційного підходу до аналізу процесів у цілісних СТС отримано модель процесів у СТС у вигляді багатополосників.
2. Отримана модель дозволяє обґрунтовано визначати вимоги до масиву та структури бази даних інформаційного забезпечення CALS-систем.
3. Запропоновано модель дозволяє інтегровано враховувати зміни стану СТС, викликані як напрацюванням, так і терміном служби експлуатації (зберігання) при $(E_u, u) = 0$.

Література

1. Цвиркун А.Д. Основы синтеза структуры сложных систем / А.Д. Цвиркун. – М.: Наука, 1982. – 200 с.
2. Информационно-вычислительные системы в машиностроении CALS-технологии / Ю.М. Соломенцев, В.Г. Митрофанов, В.В. Павлов, А.В. Рыбаков. – М.: Наука, 2003. – 292 с.
3. Чуличков А. И. Математические модели нелинейной динамики / А.И. Чуличков. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 296 с.
4. Колесников А.А. Когнитивные возможности синергетики // Вестник Российской академии наук. – 2003. – Т. 73, № 8. – С. 727–734.
5. Чуличков А.И. Математические модели нелинейной динамики / А.И. Чуличков. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 296 с.
6. Ландау Л.Д. Теоретическая физика: учеб. пособие / Л.Д. Ландау, Е.М. Лифшиц. – В 10-ти т. Т. I. Механика. – М.: Наука, 1988. – 216 с.
7. Пригожин И. Современная термодинамика. От тепловых двигателей до диссипативных структур / И. Пригожин, Д. Кондепуди. – М.: Мир, 2002. – 462 с.
8. Крагельский И.В. Развитие науки о трении / И.В. Крагельский, В.С.Щедров. – М.: Изд-во Академии наук СССР, 1956. – 237 с.
9. Артюшин Л.М. Теория автоматического управления / Л.М. Артюшин, О.А. Машков, Н.С. Сивов. – К.: КИВВС, – 1995. – 628 с.
10. Фен Дж. Машины, энергия, энтропия / Дж. Фен. – М.: Мир, 1986. – 336 с.
11. Биркгоф Дж. Д. Динамические системы / Дж. Д. Бикгоф. – Ижевск: Изд. дом "Удмурдский университет". – 1999. – 408 с.
12. Неймарк Ю.И. Динамика неавтономных систем / Ю.И. Неймарк, Н.А. Фуфаев. – М.: Наука, 1967. – 520с.

Стаття надійшла до редакції 07.09.09.

УДК 656.71.004.15

С.С. Дев'яткіна, к.т.н., доц.

КЕРУВАННЯ РИЗИКОМ НА ЕТАПІ ВІЗУАЛЬНОГО ПІЛОТУВАННЯ У СКЛАДНИХ МЕТЕОРОЛОГІЧНИХ УМОВАХ

Розглянуто проблему керування ризиком на етапі візуального пілотування повітряного корабля у складних метеорологічних умовах вдень і вночі на аеродромах цивільної авіації. Обґрунтовано актуальність даної проблеми та запропоновано шлях її вирішення.

The problem of risk management during aircraft visual piloting in adverse weather condition at day and night on civil aviation aerodrome is considered. The importance of this problem is proved and the way of its solving is suggested.

безпека польотів, етапи візуального пілотування, ризик, світлосигнальна система аеродрому

Актуальність проблеми

На сьогодні в авіаційній галузі України після періоду занепаду спостерігається деякий підйом – розробляють державні програми розвитку аеропортів, встановлюють нове сучасне аеродромне обладнання, зростає рівень авіаційних перевезень.

Актуальність проблеми безпеки польотів повітряних кораблів (ПК) є очевидною, адже кожна авіаційна подія набуває резонансу в суспільстві і пов'язана з матеріальними втратами для авіаційних перевізників й аеродромів.

Проблемами безпеки польотів займається багато міжнародних організацій – Всесвітній фонд безпеки польотів (Flight Safety Foundation – FSF), ICAO, IATA, російські Міждержавний авіаційний комітет, некомерційне партнерство «Безопасность полетов» та ін.

Авіаційні перевезення пов'язані з певним ризиком. Ризик існує завжди, його не можна позбутися повністю. Ризик є об'єктивною реальністю, яку необхідно прийняти, адже неможливо створити абсолютно надійну техніку, і не існує людини, яка б не робила помилок. Основною концепцією системи забезпечення безпеки польотів для усіх експлуатантів авіаційної техніки є керування ризиком, зменшення його до прийнятного рівня.

На разі до вирішення проблем безпеки польотів не можна застосовувати інтуїтивний підхід. Досвід розслідування авіаційних подій свідчить про необхідність застосування наукового методу для створення чіткого системного підходу до проблем безпеки польотів з метою попередження авіаційних подій.

Статистика свідчить про те, що більшість авіаційних подій відбувається на етапі візуального пілотування, тобто під час зльоту, заходу на посадку, від висоти прийняття рішення до пробігу по злітно-посадковій смугі (ЗПС).

Етап візуального пілотування є найскладнішим етапом польоту, адже завантаженість екіпажу ПК на цьому етапі є максимальною.

У режимі крейсерського польоту пілот виконує лише функції наглядача, основні дії щодо керування ПК виконує бортове обладнання – автопілот. Під час візуального пілотування пілот постійно сприймає потік даних від різних інформаційних джерел, обробляє їх і видає команди керування ПК. Усе це відбувається у тривимірному просторі, в середовищі, що постійно змінюється, і в умовах дефіциту часу. Особливо це стосується етапу заходу на посадку, який відбувається наприкінці польоту, коли пілот відчуває втому через постійне звукове навантаження, вібрацію, психологічний тиск та ін.

Починаючи з висоти прийняття рішення після встановлення візуального контакту, політ виконується тільки візуально, керуючись наземними орієнтирами. Вдень і вночі у складних метеорологічних умовах (СМУ) основними наземними орієнтирами є вогні світлосигнальної системи аеродрому (ССА).

На необладнаних ЗПС та на ЗПС I, II, III-A категорій ССА є єдиним джерелом візуальної інформації для пілотів ПК на етапі візуального пілотування вночі та вдень у СМУ (за винятком категорій III-B та III-C, коли захід на посадку виконується в автоматичному режимі, а ССА є допоміжним засобом для контролю місцеположення ПК під час заходу на посадку).

Якщо на момент вставлення візуального контакту ССА буде перебувати у стані відмови, то екіпаж не зможе встановити візуальний контакт і визначити своє місцеположення у повітрі відносно ЗПС або візуальний контакт може бути хибним.

Якщо в першому випадку екіпаж має виконати маневр відходу на друге коло, що не загрожує безпеці польотів, то інший варіант розвитку подій є небезпечним і безпосередньо погрожує безпеці польотів.

Враховуючи особливості етапу візуального пілотування, проблему забезпечення безпеки польотів на цьому етапі слід розглядати як окрему важливу науково-технічну проблему.

Аналіз публікацій

Основним нормативно-технічним документом у галузі безпеки польотів є документ ІКАО [1]. У цьому документі наголошується на особливості цієї проблеми, вказано на необхідність її вирішення на державному рівні, викладено основні аспекти комплексного підходу до загальної проблеми керування безпекою польотів.

Цей документ вимагає від держави прийняття програми забезпечення безпеки польотів з метою досягнення прийняттого рівня безпеки під час виконання польотів і встановлення значення цього прийняттого рівня безпеки польотів.

Програма забезпечення безпеки польотів охоплює нормативні положення і директиви з виконання безпечних польотів, які стосуються як експлуатантів ПК, так і сфер обслуговування повітряного руху, аеропортів і технічного обслуговування ПК. Для реалізації даної програми держава має вимагати від всіх підприємств авіаційної галузі запровадження Системи керування безпекою польотів (Safety Management System – SMS).

Всесвітнім фондом безпеки польотів розроблено «Керівництво зі скорочення кількості авіаційних подій під час заходу на посадку та посадки (ALAR Tool Kit)», над створенням якого працювали спеціалісти з різних країн світу. У цьому документі розглянуті та проаналізовані основні причини катастроф ПК у цивільній авіації (ЦА). Документ свідчить про важливість проблеми забезпечення безпеки польотів на етапі візуального пілотування, адже захід на посадку є найскладнішим етапом польоту.

Зазначені документи формують основні вимоги і надають рекомендації щодо створення загальної концепції керування безпекою польотів, яка має бути розроблена на державному рівні і впроваджена у вигляді конкретних систем на підприємствах ЦА. Відповідно до вимог [1] системи керування безпекою польотів повинні забезпечувати принаймні виявлення фактичних і потенційних загроз безпеці, прийняття усіх заходів щодо зменшення факторів ризику/небезпеки, забезпечувати безперервне спостереження і оцінку досягнутого рівня безпеки польотів.

Наявність таких документів свідчить про важливість і актуальність проблем керування безпекою польотів, та особливу увагу до необхідності їх вирішення. Вітчизняні нормативні документи у галузі керування безпекою польотів на авіаційному транспорті ще не розроблено. З огляду на важливість цієї проблеми, вітчизняні нормативні документи в цій галузі потребують розробки у найближчий час.

Мета статті – аналіз проблеми керування ризиком на етапі візуального пілотування у СМУ вдень і вночі на аеродромах ЦА, як складової частини загальної проблеми безпеки візуальних польотів.

Ризик на етапі візуального пілотування

Поняття безпеки польотів донедавна формулювалося як властивість авіаційної транспортної системи здійснювати перевезення пасажирів і вантажу без загрози для життя і здоров'я людей. Таке трактування не точне, адже певна загроза завжди існує. Згідно з документом [1], концепція авіаційної безпеки може мати різні інтерпретації, наприклад:

- нульовий рівень авіаційних подій;
- відсутність небезпеки або ризику;
- ступінь «прийнятності» ризику;
- процес виявлення джерел небезпеки і контролю факторів ризику;
- недопущення втрат в результаті авіаційних подій (людські жертви, матеріальні збитки, нанесення шкоди оточуючому середовищу).

Нульовий рівень авіаційних подій є бажаною однією з неможливих цілей. У документі [1] дається визначення терміну «безпека». Це стан, під час якого ризик заподіяння шкоди здоров'ю осіб або майну знижено до прийняттого рівня і підтримується на цьому або більш низькому рівні завдяки безперервному виявленню джерел небезпеки і контролю факторів ризику. З урахуванням викладених міркувань, скоректуємо тлумачення терміну «безпека польотів» і запропонуємо такий варіант.

Безпека польотів – властивість авіаційної транспортної системи здійснювати перевезення пасажирів і вантажу з прийнятним рівнем ризику для життя і здоров'я людей.

Основою керування безпекою польотів є системний підхід до виявлення джерел небезпеки і контролю факторів ризику з метою зведення до мінімуму людських жертв, матеріальних, екологічних і соціальних втрат. Нормативний документ [1] описує концепцію ризику і надає таке визначення цьому терміну.

Ризик – це міра об'єктивної можливості виникнення авіаційної події в умовах появи та існування фактора небезпеки, тобто це ймовірність того, що потенційні можливості фактора небезпеки спричинити авіаційну подію реалізуються.

Оскільки безпека виражається через ризик, будь-який розгляд поняття безпеки польотів має включати концепцію ризику. Ризик необхідно не тільки визначати, а й оцінювати, для цього треба знати нормований – прийнятний – рівень ризику. Крім того, у разі оцінки конкретного виду ризику необхідно враховувати не тільки його ймовірність, а й ступінь серйозності потенціальних наслідків. Таким чином ризику можливо поділити на три категорії:

- ризику настільки високого рівня, що є неприйнятними;
- ризику настільки низького рівня, що є прийнятними;
- ризику середнього рівня, коли необхідно розглянути компроміси між ступенями ризику і вигодами.

Ризик, що є неприйнятним, має бути знижений до прийнятного рівня. Якщо це здійснити неможливо, він може розглядатися як припустимий за умови, що він був знижений до найменшого практично можливого рівня, що цей рівень є нижчим за рівень неприпустимого ризику, і що потенційні вигоди є достатньо високими для того, щоб виправдати рівень даного ризику. Наглядне уявлення концепції ризику дає трикутник припустимості ризику, зображений на рис. 1.

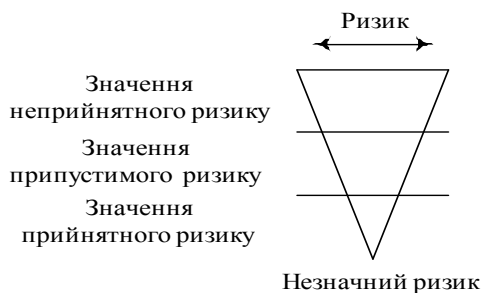


Рис. 1. Трикутник припустимості ризику

Контроль факторів ризику передбачає виявлення, аналіз і усунення (та / або зменшення до прийнятного або припустимого рівня) тих небезпечних факторів, а також, наступних ризиків, що погрожують безпеці польотів.

Процес контролю факторів ризику ілюструється блок-схемою, зображеною на рис. 2.



Рис. 2. Алгоритм контролю факторів ризику на етапі візуального пілотування під час заходу на посадку

Застосуємо цей алгоритм для виявлення факторів небезпеки на етапі візуального пілотування при заході на посадку ПК у СМУ. За умови, що ПК знаходиться на висоті прийняття рішення, все бортове обладнання перебуває у працездатному стані і дії екіпажу є правильними, рівень безпеки польотів визначається технічним станом ССА, адже вона створює світлосигнальну картину, якою керується пілот ПК. Якщо ССА перебуває у працездатному стані, пілот встановлює візуальний контакт і здійснює посадку без порушення рівня безпеки польотів.

Небезпечним фактором на цьому етапі є відмова ССА, внаслідок якої світлосигнальна картина може змінитися настільки, що стане причиною встановлення хибного візуального контакту або дезорієнтації пілота. Як наслідок, може виникнути аварійна ситуація.

Щоб уникнути такого розвитку подій, необхідно встановити ймовірність виникнення небезпечно фактору, тобто визначити ризик виникнення авіаційної події через відмову ССА. Це основна і найскладніша задача концепції керування ризиком. Для її вирішення необхідно розробити модель, яка б враховувала всі фактори за яких може статися авіаційна подія. При цьому необхідно враховувати, що захід на посадку здійснюється під час застосування ССА, тобто вдень або вночі у СМУ.

Загальна ймовірнісна модель для визначення цього ризику має такий вигляд:

$$R_{\text{АП ССА}} = Q_{\text{ССА}}(t) Q_{\text{ек}}(t_{\text{вп}}) K_{\text{СМУ}},$$

де

$R_{\text{АП ССА}}$ – ризик виникнення авіаційної події під час заходу на посадку у СМУ через відмову ССА на етапі візуального пілотування;

$Q_{\text{ССА}}(t)$ – ймовірність відмови ССА за період використання (зазвичай 12 год);

$Q_{\text{ек}}(t_{\text{вп}})$ – ймовірність неправильних дій екіпажу ПК за час візуального пілотування;

$K_{\text{СМУ}}$ – ймовірність заходу на посадку вдень або вночі у СМУ (коли використовується ССА).

Значення першого співмножника розраховуємо на підставі математичної моделі надійності ССА. Значення другого співмножника визначається людським фактором за статистикою авіаційних подій через дезорієнтацію пілота ПК на етапі візуального пілотування. Третій співмножник – ймовірнісний коефіцієнт, що враховує застосування ССА під час заходу на посадку або зльоту. Складною задачею, яка потребує вирішення, є задача нормування прийняттого рівня ризику, тобто встановлення кількісного значення $R_{\text{АП норм}}$. У документі [1] наголошується на тому, що це значення має бути затверджене на державному рівні, в рамках програми забезпечення безпеки польотів, адже без цього неможливо провести оцінку прийнятності ризику.

Висновки

Визначення кількісного значення ризику виникнення авіаційної події на етапі візуального пілотування дозволить оцінити його прийнятність, і, в разі необхідності, вжити заходів щодо його зменшення за рахунок керування надійністю ССА.

Література

1. *Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП)*. 1-е изд. – 2006. Doc 9859, AN/460.

Стаття надійшла до редакції 07.09.09.

УДК 007.51:613.093(045)

С.Т. Поліщук, к.т.н., доц.

МЕТОДИКА ПРОГНОЗУВАННЯ ЙМОВІРНОСТІ ВИКОНАННЯ ЗАВДАННЯ ЛЮДИНОЮ-ОПЕРАТОРОМ ЗА КРИТЕРІЄМ ЛІМІТУ ЧАСУ

Визначено ймовірнісний показник оцінювання кібернетичних можливостей людини-оператора за критерієм ліміту часу виконання завдання. Наведено методику використання даного показника під час тестування пілотів на тренажері.

The probabilistic characteristic for estimation of human-operator cybernetic performance capabilities with the help of time limit criteria is determined. The method for used of this characteristic during of pilot testing on the simulator is proposed.

ергати́чна система, ймові́рність виконання завдання, кібернетичні характеристики, ліміт часу, людина-оператор

Вступ

У різних напрямках діяльності людини, і в першу чергу в авіації та космонавтиці, впроваджуються найсучасніші наукові досягнення, в тому числі й інформаційні, які спрямовано на підвищення ефективності керування у складних системах. Присутність у контурі керування людини як кібернетичної ланки оптимізації процесу керування часто знижує надійність та безпеку системи і належить до так званої проблеми людського чинника [1].

Важливість людського чинника зафіксовано і у нормативних документах ІКАО, в яких стверджується, що одне з завдань врахування людського чинника під час забезпечення безпеки цивільної авіації полягає у створенні системи авіаційної безпеки, яка є стійкою до наслідків помилок людини.

Узагальнити ступінь розуміння впливу людини на небезпеку технологічних процесів можна висновком, зробленим в праці [2]. За останні десятиліття самі суттєві, з точки зору безпеки та вигоди у сфері цивільної авіації та інших областях людської діяльності, були отримані за рахунок інвестицій у людський чинник. Виходячи з малої ймовірності того, що людина-оператор (ЛЮ) зникне з майбутніх систем авіаційної безпеки, потрібен системний підхід до аспектів людського чинника у цій області.

Аналіз досліджень і публікацій

Аналіз причин виникнення техногенних аварій та катастроф показує, що у багатьох випадках людський чинник відіграє вирішальну роль. За даними служби національної безпеки на транспорті США – 70 % авіаційних катастроф ідентифікуються як помилка пілота.

Загалом кількість аварій та катастроф на авіаційному транспорті в світі у 2006 р. становило 27, кількість загиблих людей – 888 [3].

Прикладом впливу лікаря-оператора на ефективність керування складним технологічним процесом є системи медичного призначення. Дослідження, проведені у гемодіалізних відділеннях Києва у 2000 – 2004 рр., показали, що ефективність керування апаратами «штучна нирка» за критерієм мінімально припустимого гемодіалізного індексу дози становить не більше (20 – 25) % [4].

Найбільш загострено проблема людського чинника та його вплив на ефективність керування складною системою стоїть у пілотованій космонавтиці. Останні дослідження показали, що використання традиційних методів моніторингу фізіологічного та психологічного стану космонавтів під час міжпланетних пілотованих польотів можуть не давати достатньої інформації для достовірного прогнозування ймовірності виконання завдання [5].

У загальному випадку будь-яка система керування формально може бути подана як:

$$y_i = f_i(x_1, x_2, \dots, x_j, z_1, z_2, \dots, z_k, t),$$

$$i, j, k = 1, 2, \dots, \quad (1)$$

де

y_i – вихідні змінні;

x_j – вхідні змінні;

z_k – збурення;

t – час.

Структурну схему системи керування згідно з виразом (1) показано на рис. 1 [6].

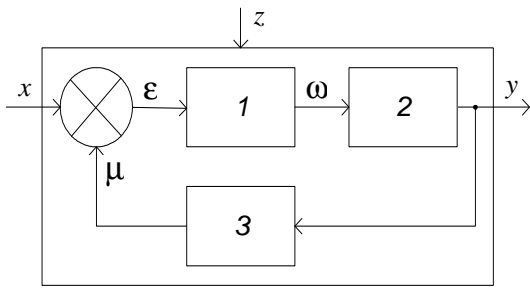


Рис. 1. Загальне зображення системи керування зі зворотним зв'язком:
1 – прилад керування;
2 – об'єкт керування;
3 – прилад зворотного зв'язку

Залежно від відхилення параметрів виходу y від заданих прилад зворотного зв'язку 3 формує сигнал неузгодженості $\epsilon = f(x, \mu)$, який змінює параметри вектора керування ω для можливості досягнення максимального значення цільової функції.

Обов'язковою умовою нормального функціонування такої системи є обмеження за вхідними змінними та збуреннями:

$$x_{j_{\min}} \leq x_j \leq x_{j_{\max}}, \quad (2)$$

$$z_{k_{\min}} \leq z_k \leq z_{k_{\max}}. \quad (3)$$

У випадку ергатичної системи (ЕС) [7], яку можна визначити як особливий клас великих систем, що являють собою сукупність біологічних та технічних компонентів, зв'язаних між собою в єдиному контурі керування, вираз (1) має вигляд

$$y_i = f_i(x_1, x_2, \dots, x_j, z_1, z_2, \dots, z_k, \alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n), \quad (4)$$

де

α_i – змінні, які характеризують кібернетичні можливості (швидкість приймання, обробки та створення керуючих впливів) ЛО.

На рис. 2 показано структурну схему ЕС, що працює в автоматизованому режимі [див. рівняння (4)], тобто частину функцій покладено на ЛО з метою оптимізації процесу керування, а частина функцій керування підтримується технічними засобами в автоматичному режимі.

Теоретичні аспекти аналізу та синтезу класичної системи керування [див. рівняння (1) – (3)] сьогодні детально опрацьовані.

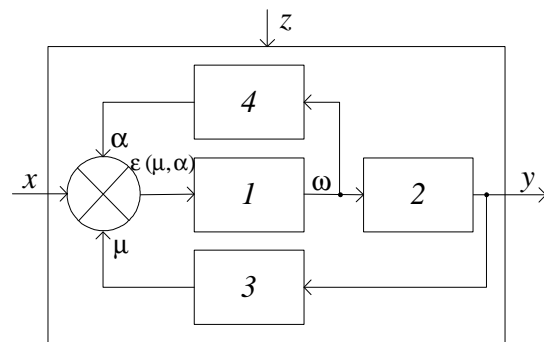


Рис. 2. Система у режимі автоматизованого керування:
1 – прилад керування;
2 – об'єкт керування;
3 – прилад зворотного зв'язку;
4 – людина-оператор

Питання узгодженості динамічних характеристик системи і середньостатистичних кібернетичних ЛО за концепцією (1) – (4) на етапах її проектування також урахується ергономікою, інженерною фізіологією, інженерною психологією. Але для прогнозування поведінки ЕС у реальному часі її експлуатації необхідно мати інформацію про поточний стан кібернетичних можливостей ЛО, оскільки вказаний підхід це не забезпечує.

Значення кібернетичних параметрів ЛО в часі може суттєво відрізнитися від його середньостатистичних характеристик. Відхилення кібернетичних параметрів ЛО може обумовлюватись медичними, соціальними, економічними факторами, що підвищує ймовірність тимчасової неузгодженості параметрів стану системи. Відсутність параметрів стану ЛО в реальному часі не дає можливості попередити виникнення неузгодженості параметрів стану всієї системи, що може бути основною причиною виникнення аварій та катастроф, які пов'язують з людським чинником.

Постановка завдання

Для усунення вказаного недоліку у праці [8] запропоновано створення ЕС з контуром оцінювання параметрів стану ЛО у реальному часі. Формально структурну схему такої системи можна подати рівнянням (4) з уточненням того, що параметри ЛО структуруються за п'ятьма взаємозалежними інформаційними рівнями Θ :

$$y_i = f_i(x_1, x_2, \dots, x_j, z_1, z_2, \dots, z_k, \Theta, t), \quad (5)$$

$$\Theta \in \{\alpha_0 \cup \alpha_1 \cup \alpha_2 \cup \alpha_3 \cup \alpha_4\}, \quad (6)$$

де

α_0 – кібернетичний рівень;

α_1 – рівень загального функціонування органів і систем;

α_2 – рівень психічної адекватності;

α_3 – рівень метаболічного статусу;

α_4 – рівень імунної резистивності.

Одним з найважливіших завдань під час синтезу системи [див. рівняння (5) – (6)] є визначення критеріїв оцінювання параметрів ЛО кожного рівня рис. 3.

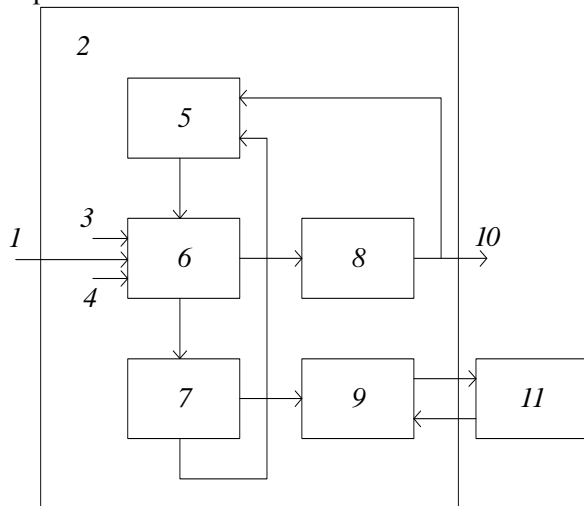


Рис.3. Система керування з контуром оцінювання та прогнозування стану ЛО:

- 1 – вхід системи;
- 2 – система керування;
- 3 – цільова функція;
- 4 – дестабілізуючі фактори;
- 5 – прилад відображення та прогнозування;
- 6 – ЛО;
- 7 – вимірювач стану фізіологічних параметрів;
- 8 – прилад керування;
- 9 – прилад зв'язку;
- 10 – вихід системи;
- 11 – група медичного забезпечення

У роботі обґрунтовано вибір критерію оцінювання параметрів ЛО рівня α_0 та наведено методику його використання для прогнозування можливості виконання завдання ЛО під час тренажерного тестування.

Визначення критерію оцінювання параметрів людино-оператора рівня α_0

Для описання керувальної діяльності ЛО в ЕС позначимо такі параметри:

- час t ;
- параметри стану \bar{a} ;
- вхідні впливи \bar{x} ;
- керуючі впливи \bar{v} ;
- біологічні параметри \bar{b} .

Керування в ЕС може здійснюватись такими способами.

Якщо керування формується на основі цільової функції, тобто $v(t) = F_{a_{\text{зад}}} [a_{\text{зад}}(t)]$,

де

$F_{a_{\text{зад}}}$ – деякий довільний оператор;

$a_{\text{зад}}(t)$ – задане значення керуючого параметра, то таке керування буде програмним.

Якщо керування формується залежно від збурення

$$v(t) = F_x [x(t)],$$

де

F_x – деякий довільний оператору;

$x(t)$ – випадкове збурення, що діє на об'єкт керування,

то воно буде керуванням за збуренням (або інваріантним керуванням).

Керування буде за неузгодженістю, якщо воно формується на основі неузгодженості поточного і заданого значень параметрів стану

$$v(t) = F_{\Delta a} [\Delta a(t)],$$

де

$F_{\Delta a}$ – оператор формування керування по Δa .

Як бачимо в усіх існуючих теоретичних підходів до описання керуючої діяльності ЛО присутній час. Тобто незалежно від виду і цільової функції керування динамічні характеристики усієї системи пов'язані кібернетичними характеристиками ЛО.

Отже, пов'язати час керувального впливу ЛО можна з кібернетичним рівнем α_0 рівняння (6).

Таким чином, за інтегральний показник оцінювання кібернетичних можливостей ЛО рівня α_0 виберемо критерій своєчасності виконання завдання за час $t \leq t_L$, де t_L – плановий ліміт часу виконання завдання. Перевищення значення планового ліміту часу t_L розглядається як можливість виникнення аварійної ситуації за рахунок неузгодженості динамічних характеристик компонентів системи. Імовірність перевищення ліміту часу $F_{\text{ер}}$ визначимо через інтегральну функцію розподілу часу:

$$F_{\text{ер}} = p\{t \leq t_L\} = \int_0^{t_L} f(t) dt,$$

де $f(t)$ – щільність імовірності розподілу часу вирішення завдання ЛО.

Методика прогнозування виконання завдання на авіаційному тренажері

На авіаційному тренажі відпрацьовують завдання усунення позаштатної ситуації, що може виникати під час польоту.

Нормативними документами визначено алгоритм дії пілота для усунення позаштатної ситуації та максимально можливий час його виконання $t_L \leq 8$ с.

Методика тренування складається з таких етапів:

- проведення n випробувань виконання завдання;
- фіксування часу виконання n_i -го завдання;
- визначення густини ймовірності розподілу часу виконання завдання для n випробувань;
- розрахунку математичного сподівання та середньоквадратичне відхилення густини ймовірності;
- розрахунку ймовірності виконання завдання. Підготовка ЛО вважається закінченою, якщо ймовірність виконання завдання (тобто не перевищення встановленого ліміту часу) становить не менше за 0,75.

На рис. 4 і в таблиці подано графічні дані та розрахунки ймовірності виконання завдання пілотом під час тестування на тренажері.

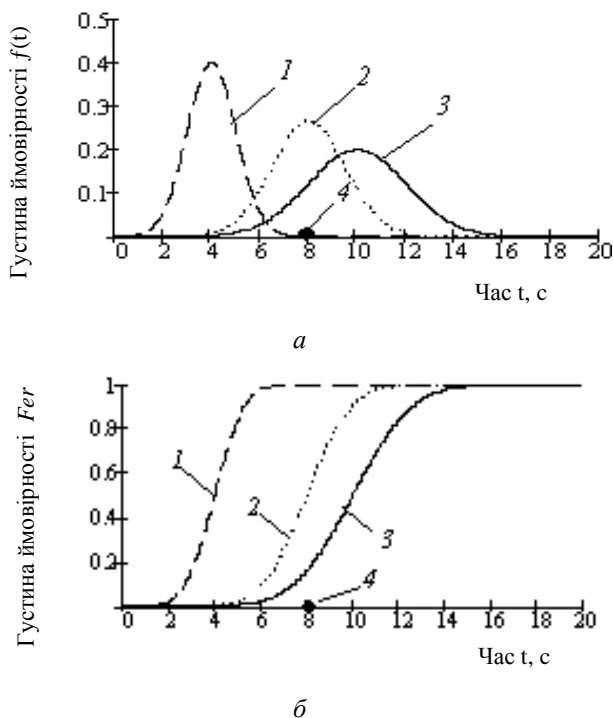


Рис. 4. Щільність (а) та функція (б) розподілу часу трьох етапів тренування:

- 1 – 3-й етап;
- 2 – 2-й етап;
- 3 – 1-й етап;
- 4 – ліміт часу

Номер етапу тренування	Математичне сподівання μ , с	Середньоквадратичне відхилення σ , с	Ймовірність виконання завдання
1	10	2,0	0,16
2	8	1,5	0,50
3	4	1,0	0,95

Висновки

Визначено, що однією з важливих причин виникнення аварійних ситуацій в автоматизованих системах є відсутність інформації в контурі керування про поточний стан кібернетичних можливостей ЛО, що не дає можливості провести упереджувальні впливи для узгодження динамічних характеристик системи керування в цілому. Обґрунтовано можливість використання критерію ліміту часу на виконання завдання для прогнозування кібернетичних можливостей ЛО.

Доведено технічну можливість реалізувати методику прогнозування ймовірності виконання завдання під час тестування ЛО на авіаційному тренажері.

Література

1. *Безпека авіації* / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; за ред. В. П. Бабака.– К.: Техніка, 2004. – 584 с.
2. *Человеческий фактор* в системе мер безопасности гражданской авиации (Doc 9808 AN/765).– ICAO, 2002.
3. *Ranter H. Airline Accident Statistics 2006.*– <http://aviation-safety.net>.
4. *Поліщук С.Т.* Інформаційні засоби підвищення ефективності керування у біотехнічній гемодіалізісній системі: дис. канд. техн. наук: 05.13.06 / С.Т. Поліщук. – К., 2004.–168 с.
5. *Поляков В.В.* Метаболические исследования в 438-суточном полете / В.В. Поляков, В.Б. Носков // *Авиакосмическая и экологическая медицина.* – 2005. – Т. 39, № 3. – С. 9 – 13.
6. *Шибанов Г.П.* Количественная оценка деятельности человека в системах человек – техника / Г.П. Шибанов. – М.: Машиностроение, 1983. – 263 с.
7. *Пат. №31879 Україна*, МКІ G05B 13/00. Ергатична система з контуром стабілізації параметрів стану біологічної складової / С.Т. Поліщук, В.М. Азарсков, І.Ф. Бойко; Опубл. 25.04.2008, Бюл. № 8.
8. *Пат. №33933 Україна*, МКІ A61M 1/14. Спосіб структурно-інформаційного представлення гомеостазу біологічної системи / С.Т. Поліщук, В.М. Азарсков, А.В. Коломоєць, Д.Д. Іванов; Опубл. 25.07. 2008, Бюл. № 14.

Стаття надійшла до редакції 07.09.09.

УДК 629.735.05

І.В. Остроумов, к.т.н., доц.

КОНЦЕПЦІЯ «МОБІЛЬНЕ НЕБО»

Запропоновано використовувати послуги мобільного зв'язку для потреб навігації та контролю за польотами засобів легкої авіації у приземній частині повітряного простору. Розкрито основні принципи запропонованої концепції «Мобільне небо». Наведено переваги її застосування на території України у сучасних умовах.

The navigation and control for light aviation based on mobile communication service in the bottom airspace have been proposed. The main principles of "Mobile sky" conception have been formulated and grounded. In the paper have been represented the main advantages for use this conception in Ukraine.

безпека повітряного руху, контроль за повітряним рухом, мобільний зв'язок, навігація, оцінка місцеположення, приватна авіація

Постановка проблеми

На сучасному етапі розвитку суспільства велика увага приділяється швидкісним засобам пересування. Небо відкриває нові можливості для швидкого та доступного пересування з одного місця в інше. Це стає можливим завдяки вільному використанню приземного неконтрольованого повітряного простору для виконання польотів. У зв'язку з цим приватна авіація розвивається швидкими темпами. Кількість зареєстрованих засобів легкої авіації постійно збільшується, особливо в розвинених країнах [1]. Нові зразки авіаційної техніки використовують сучасні принципи побудови та нові надлегкі і надміцні компоненти.

Україна також наслідує світовій тенденції розвитку приватної авіації. Внесені зміни до «Положення про використання повітряного простору України», затверджені Постановою Кабінету Міністрів України від 1 липня 2009 р., дозволять привести до відповідності правові норми регулювання та обслуговування повітряного руху у просторі України до стандартів Євросоюзу [2; 3]. Відповідно до змін дозволяється не здійснювати запит про умови використання повітряного простору користувачами в разі виконання польотів повітряними суднами поза межами контрольованого повітряного простору організації повітряного руху на висоті не більш як 1500 м над середнім рівнем моря, крім польотів, що виконуються в тимчасово зарезервованому повітряному просторі; повітряному просторі, де управління повітряним рухом здійснюють органи управління повітряних сил збройних сил та інших державних органів, а також в межах зони з особливим режимом використання повітряного простору.

Крім того, відповідальність за виконання польотів у неконтрольованому повітряному просторі повністю покладається на екіпаж повітряного засобу. Ці зміни в Положенні відкривають шлях до розвитку приватної авіації в Україні [3].

Проте, наслідуючи сучасні тенденції розвитку світового авіаційного транспорту важливою є безпека польотів [1; 4]. Крім того, небезпеці наражаються пересічні люди, оскільки польоти на низькій висоті, як показує досвід розвинених країн (рис. 1), пов'язані з підвищеним ризиком виникнення авіаційних подій [1; 4].



Рис. 1. Загальна кількість авіаційних подій та катастроф, що відбуваються за участю засобів легкої авіації у Сполучених Штатах Америки

Однією з найважливіших причин, що впливають на значне зниження безпеки польотів засобів легкої авіації є майже практична неможливість організації точного контролю за дотриманням правил виконання польотів у приземній частині повітряного простору. Технічно майже неможливо забезпечити належний радіолокаційний контроль за польотами таких засобів у межах всієї країни. Особлива увага приділяється контролю за польотами засобів легкої авіації біля зон, заборонених для польотів. Застосування існуючих засобів радіолокаційного огляду [5] та пеленгаційного виявлення низько літаючих цілей не завжди є ефективними у використанні, особливо в умовах гірського рельєфу місцевості.

Мета статті полягає у розробленні нової концепції, що дозволить забезпечити належний контроль та управління повітряним рухом засобів легкої авіації у приземній частині повітряного простору.

Контроль за виконанням польотів

Одним з варіантів вирішення проблеми, пов'язаної з забезпеченням контролю за дотриманням правил виконання польотів у нижній частині повітряного простору є застосування мереж мобільного зв'язку для контролю за польотами засобів легкої авіації.

На сьогодні зона дії мобільного зв'язку покриває майже всю територію нашої країни. Постачальники послуг мобільного зв'язку постійно розширюють межі їх дії та покращують якість послуг.

В основі концепції «Мобільне небо» покладена можливість використання засобів мобільного зв'язку, сотового типу у приземній частині повітряного простору [6].

Наявна зона дії дозволяє користуватися звичайними послугами мобільного зв'язку на борту легкої авіації, що здійснюють польоти на невеликих висотах. Особливо важливими послуги зв'язку є на етапах зльоту та посадки в непередбачених для цього місцях.

В умовах, коли відповідальність за виконання польотів у приземній частині повітряного простору (до 1500 м) покладається тільки на пілотів, актуальними стають питання відстеження траєкторії польоту та контроль за порушенням меж зон, заборонених для польотів. Методи позиціонування абонентів у мережі мобільного зв'язку дозволяють частково вирішити ці питання.

В основі побудови мобільного зв'язку лежить «сотова» структура організації (рис. 2).



Рис. 2. Використання мережі базових станцій мобільного зв'язку для контролю засобів легкої авіації

Така будова дозволяє забезпечити користувача не тільки послугами зв'язку, а й навігаційною інформацією [6].

Сучасні методи визначення координат споживача, що застосовуються під час цього, дозволяють організувати загальний контроль за пересуванням у межах країни з необхідною для цього точністю [7].

Розширення зони дії мобільного зв'язку на користувачів, що знаходяться в повітрі дозволить забезпечити необхідний контроль за дотриманням правил виконання польотів у приземній частині повітряного простору та користуватися послугами сучасних інформаційних каналів передачі даних і зв'язку.

Загальну структурну схему принципу забезпечення контролю за рухом засобів легкої авіації у межах запропонованої концепції показано на рис. 3.

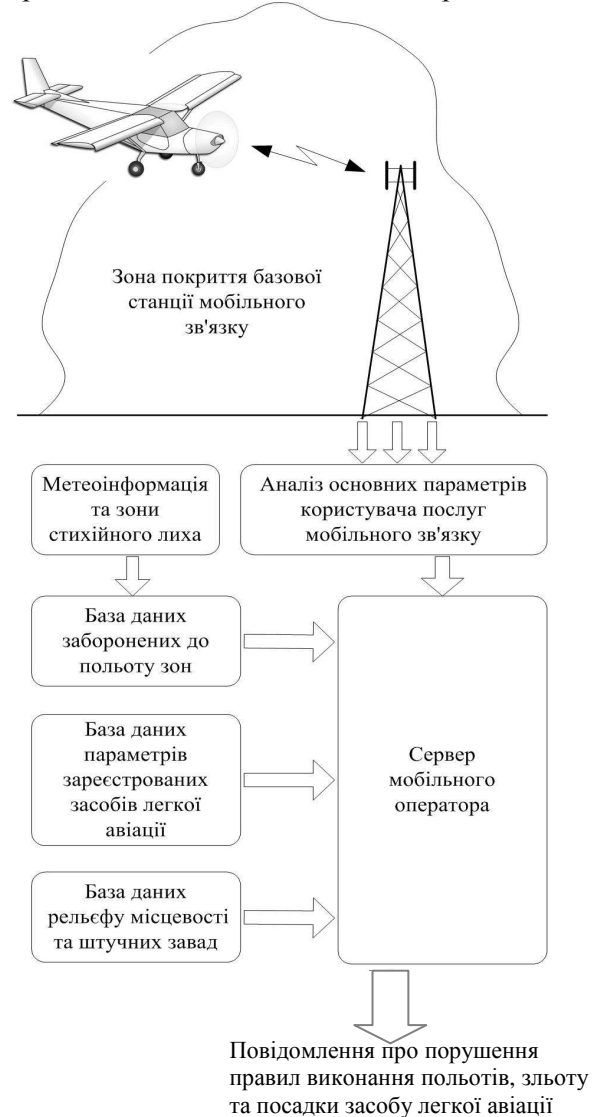


Рис. 3. Принцип організації контролю за порушеннями правил виконання польотів, зльоту та посадки засобів легкої авіації

Забезпечення контролю за вільним рухом засобів легкої авіації у приземній частині простору можливе за рахунок взаємодії спеціального бортового обладнання з мережею мобільного зв'язку. Ідентифікація конкретного літаючого об'єкта відбувається за допомогою

унікального мобільного номера. Цей номер повинен присвоюватись кожному засобу легкої авіації під час реєстрації. База даних з інформацією про зареєстровані літаючі об'єкти, з присвоєними унікальними номерами, має бути доступна для усіх постачальників послуг мобільного зв'язку.

Забезпечення широкої зони покриття можна досягнути за рахунок використання послуг не одного, а декількох операторів мобільного зв'язку, що покривають більшість території. Для ідентифікації користувача в мережі мобільного зв'язку використовується спеціальний модуль ідентифікації абонента – SIM (Subscriber Identification Module) картка. У внутрішньому модулі пам'яті картки зберігаються відповідні настройки, необхідні для взаємодії з мережею мобільного зв'язку. SIM картки розробляються окремо для кожного засобу легкої авіації. Унікальність картки забезпечує точну ідентифікацію зареєстрованого літаючого об'єкта постачальником послуг мобільного зв'язку.

Кожний зареєстрований засіб легкої авіації повинен мати пристрій взаємодії з мережею мобільного зв'язку. У будові бортового обладнання використовуються стандартні GSM (Global System for Mobile Communications) модулі, що дозволяє знизити вартість обладнання та зробити його доступним для більшості приватних користувачів. Структура бортового обладнання може відрізнятися залежно від кількості сервісних послуг, що надаються пілоту. Видачу, облік та контроль наявності цих засобів на борту легкої авіації повинно проводити державне підприємство з регулювання повітряного руху.

Під час польоту, у межах зони покриття, постачальник послуг сотового зв'язку за допомогою власного обладнання оцінює положення об'єкта у повітрі та виконує спостереження за його координатами і швидкістю. Для визначення цих параметрів польоту застосовують один із методів позиціонування в мережах сотового зв'язку [7; 8]:

- позиціонування за коміркою;
- позиціонування за рівнем сигналу;
- методика кута прибуття;
- часовий метод.

Загальний аналіз сучасних методів позиціонування вказує на можливість визначення координат рухомого користувача в мережах сотового зв'язку з точністю від 20 до 50 м, що є достатнім для забезпечення контролю за положенням [8]. Використання параметрів польоту, отриманих на борту засобу легкої авіації та переданих на сервер мобільного оператора за допомогою інформаційних каналів обміну даними, дозволить збільшити точність визначення місцезнаходження рухомого об'єкта та дасть змогу виконувати польоти на меншій відстані від заборонених для використання зон повітряного простору.

Розташування споживача мобільних послуг у повітрі дозволяє отримати чіткіше визначення координат порівняно з наземним для кожного з існуючих методів, оскільки в повітрі немає завад на шляху розповсюдження радіохвиль та зменшується дія ефекту перевідбивання від штучних перешкод.

Ураховуючи особливості побудови мереж сотового зв'язку відповідно до яких, взаємодіюча антена системи базових станцій розміщується над поверхнею землі на штучній вежі, зв'язок з користувачем послуг, що знаходиться у повітрі, встановлюється в межах прямої видимості. Це позитивно впливає на дальність та якість зв'язку.

На серверному обладнанні мобільного оператора:

- аналізується інформація щодо положення та траєкторії польоту користувача;
- прогнозується майбутнє положення засобу легкої авіації;
- виконується аналіз можливості порушення меж зон, заборонених до польоту;
- перевіряється дозвіл на виконання зльоту чи посадки у цій місцевості.

При цьому обов'язково враховуються інформація про тип та параметри конкретного засобу легкої авіації, рельєф підстилюючої поверхні та штучні перешкоди, заборонені та тимчасово зачинені зони у зв'язку з погіршенням метеоумов та стихійного лиха.

Параметри заборонених для польотів зон повинні обов'язково враховувати похибки визначення місцеположення користувача.

У випадку виявлення порушення стосовно правил використання повітряного простору інформація передається в автоматичному режимі до спеціалізованих державних структур, у компетенції яких розслідування подібних інцидентів (рис. 4).



Рис. 4. Відповідальність власника у випадку виявлення порушення

Зокрема під час розслідування таких випадків використовують інформацію щодо положення рухомого об'єкта та траєкторії його руху в межах зони дії мобільного зв'язку. Цієї інформації достатньо для доказу факту порушення та притягнення власника засобу легкої авіації до відповідальності. Крім того, ця інформація є важливою у випадках доказу несанкціонованого здійснення посадки та зльоту на приватній території. Під час порушення меж зон заборонених для польотів, особливо повітряного простору над стратегічними об'єктами, можливим є негайне сповіщення про цей факт державних служб охорони і міліції для створення певних перешкод для вільного польоту та подальшої затримки порушника.

Для забезпечення дієздатності наведеної концепції неодмінною умовою є наявність певного бортового обладнання. Видача та перевірка наявності на борту цього обладнання повинно контролюватися з боку органів організації повітряного руху.

Основні переваги застосування концепції

Однією з основних переваг застосування цієї концепції є можливість забезпечення контролю за зльотом, посадкою та використанням приземного повітряного простору, контроль за яким неможливо забезпечити іншими методами. Важливим є забезпечення контролю за зльотами та посадками приватних вертольотів, особливо в межах стратегічних, архітектурних, археологічних та інших об'єктів, у місцях великого скупчення людей, водоймах, сільськогосподарських угіддях та інших місцях.

Використання комбінованих методів визначення координат користувача в мережі мобільного зв'язку з системами супутникової навігації дозволяє значно підвищити точність визначення місцеположення та забезпечити більш точну навігацію засобу легкої авіації у приземному просторі.

У випадку аварійної ситуації пілот завжди має змогу звернутися за допомогою. За результатами аналізу траєкторії руху наземне обладнання на основі інформації про стан засобу легкої авіації та його тактико-технічних характеристик здатне розпізнавати результати небезпечних зближень з земною поверхнею та спрямувати у потрібному напрямі кваліфіковану допомогу пілоту. У разі трагічних інцидентів можливо організувати швидкий пошук місця катастрофи та ліквідації її наслідків.

Застосування сучасних електронних карт поверхні землі та бази даних штучних споруд у поєднанні з розгалуженою системою керування забороненими для польотів зон дозволить вводити тимчасові заборони на виконання польотів над певною територією (у місцях масового скупчення людей чи зон, що зазнали стихійного лиха). Крім того, використання динамічної метеоінформації дає змогу в автоматичному режимі закривати та відкривати певний повітряний простір для польотів у зв'язку зі значним погіршенням метеоумов.

Важливим і необхідним є контроль за виконанням польотів окремих засобів легкої авіації в темний час доби. Польоти за таких умов є дуже небезпечними і пов'язані зі значним ризиком, особливо під час використання стандартного, простого навігаційного обладнання на борту. Під час таких польотів на низьких висотах обов'язково необхідно враховувати рельєф поверхні та наявність штучних споруд, інформація про які може бути надана пілотам. Крім того, в таких умовах важливим є значення істинної висоти польоту, яке може бути оцінене на основі координат об'єкта та електронної карти місцевості, якщо на борту засобу легкої авіації немає радіовисотоміра.

Використання сучасних технологій мобільного зв'язку (GPRS, EDGE, UMTS) на борту засобу легкої авіації дозволить пілоту користуватися великою кількістю переваг (використання звичайних послуг зв'язку, використання екстреного зв'язку у випадку надзвичайних обставин, доступу до мережі Інтернет для перегляду прогнозу погоди, необхідних навігаційних карт та іншої корисної інформації).

Аналізуючи отриману польотну інформацію та траєкторію польоту, стає можливим організація сервісів попередження небезпечних режимів польоту, в тому числі і небезпечних зближень з земною поверхнею та штучними перепонами.

Застосування методів мобільної навігації та електронної картографії дозволить забезпечити пілота потрібною інформацією про поверхню землі та наявність штучних завад, що є важливим під час виконання польотів в ускладнених метеороумовах.

На сьогодні оператори мобільного зв'язку здатні забезпечити свої послуги на переважній частині території України. Крім того, зона дії постійно розширюється, а обладнання удосконалюється. В умовах використання мобільного зв'язку для потреб авіації частково можливим стає застосування нових конструкцій башт базових станцій та нових конструкцій антенних систем, що забезпечуватимуть більшу зону покриття у вертикальній площині.

Стеження за рухомими в повітрі об'єктами дозволить їх власнику контролювати їх пересування в межах країни та забезпечити інформацією про технічний стан.

Порівняно нескладна будова бортового обладнання взаємодії з мережею мобільного зв'язку забезпечить його доступність та можливість установлення на різних засобах приватної авіації. Загалом можливість використання послуг мобільного зв'язку на засобах легкої авіації збільшить кількість користувачів GSM мережі та забезпечить постачальників послуг зв'язку додатковим прибутком.

Висновки

Уведенні зміни у «Положення про використання повітряного простору України» закладають чудові перспективи розвитку приватної авіації, проте одним із головних питань при цьому залишається забезпечення необхідного рівня безпеки польотів та гарантування безпечного неба для громадян.

Запропонована концепція дозволяє забезпечити навколоземний контроль, у першу чергу за зльотом та посадкою засобів легкої авіації, та довести факт порушення в разі його виявлення.

Крім того, у рамках запропонованої концепції на борту засобу легкої авіації можливим є користування послугами доступу до сучасних інформаційних каналів обміну даними, послуг зв'язку та навігаційних послуг, що дозволить побудувати розгалужену систему інформаційного сервісу та покращить навігацію і підвищить безпеку повітряного руху.

Існуюча зона дії мобільного зв'язку покриває майже всю територію країни, що забезпечує реальність технічної реалізації у глобальному масштабі.

Наведені основні переваги застосування нової концепції контролю за навколоземним повітряним простором вказують на доцільність практичного використання в Україні, особливо в сучасних умовах розвитку приватної авіації.

Література

1. CAP 776. Global Fatal Accident Review 1997-2006 / Safety Regulation Group. – Civil Aviation Authority, 2008. – 86р.
2. Постанова про використання повітряного простору України: від 29 березня 2002 р. № 401 / Кабінет Міністрів України. – Офіц. вид. – К. : Парлам. вид-во, 2002.
3. Постанова про внесення змін до «Положення про використання повітряного простору України»: від 1 липня 2009 р. № 980 / Кабінет Міністрів України. – Офіц. вид. – К. : Парлам. вид-во, 2009.
4. Annual Review of General Aviation Accident Data 2005 / National Transportation Safety Board. Publication Type NTSB/ARG-09/01. – Washington, DC, 2009. – 66 р.
5. Гандурин В.А. Особенности зоны обнаружения низколетящих воздушных объектов доплеровской радиолокационной станции / В.А. Гандурин, А.П. Кирсанов // Радиотехника. – 2007. – №10. – С.42–46.
6. Бабков В.Ю. Сети мобильной связи. Частотно-территориальное планирование. – 2-е изд. / В.Ю. Бабков, М.А. Вознюк. – М. : Горячая линия – Телеком, 2006. – 220 с.
7. Гофманн-Велленгоф Б. Навігація. Основи визначення місцеположення та скеровування / Б. Гофманн-Велленгоф, К. Легат, М. Візер; пер. з англ. за ред. Я.С. Яцківа. – Л.: Львів. нац. ун-т ім. Івана Франка, 2006. – 443 с.
8. Смоленцев С.В. Определение координат мобильных абонентов в сетях сотовой связи стандарта GSM / С.В. Смоленцев // Гирроскопия и навигация. – 2006. – № 4. – С.41–54.
9. Бабков Валерий. Позиционирование абонентов в системах мобильной связи третьего поколения / Валерий Бабков, Антон Степунин // Мобильные телекоммуникации. – 2008. – №3. – С. 8–15.

УДК 004.9:612.822(045)

П.В. Білошицький, д. мед. н., проф.
О.М. Ключко, к.б.н., доц.
М.В. Макаренко, д.б.н., проф.

ОЦІНЮВАННЯ ПСИХОФІЗІОЛОГІЧНИХ ФУНКЦІЙ ЛЮДИНИ ТА ОПЕРАТОРСЬКОЇ ПРАЦІ В ЕКСТРЕМАЛЬНИХ УМОВАХ

Описано деякі методи та результати дослідження психофізіологічних функцій людини в умовах високогір'я, що лягли в основу розроблених підходів до професійного відбору контингентів для роботи в екстремальних умовах. Подано математичну модель надійності функціонування нервової системи людини в екстремальних умовах.

Some methods and results of psycho-physiological human functions investigation in mountain conditions are given. These results form the base of developed approaches for professional selection of special contingents for the work in extreme conditions. Mathematic model for reliability of human nervous system functioning in extreme conditions is suggested.

високогір'я, вища нервова діяльність, екстремальні умови, професійний відбір, психофізіологічні функції

Вступ

Удосконалення системи підготовки розподілу й розміщення кадрів у різних галузях господарства – важливе завдання сьогодення. Один з основних напрямів вирішення цієї проблеми – подальше вдосконалення та розроблення нових методів і критеріїв оцінювання успішності професійної діяльності людини або, інакше кажучи, – подальше розроблення системи професійного відбору.

Роботи з вивчення функціонування вищої нервової діяльності (ВНД) в умовах гір та вирішення проблем професійного відбору на основі цих результатів завжди привертала увагу українських дослідників, які працювали у високогірних районах Кавказу, зокрема, на Ельбрусській медико-біологічній станції (ЕМБС) Національної академії наук України, Кабардино-Балкарська республіка Росії. Роботи з вивчення впливу на організми факторів високогір'я були започатковані академіком М. М. Сиротиніним у 1929 р., а згодом продовжені його учнями в лабораторії космічної фізіології на ЕМБС [1].

Постановка проблеми професійного відбору відображає соціальні потреби сучасного суспільства в підвищенні продуктивності праці, забезпеченні надійності функціонування організму, безпеки життєдіяльності, профілактики травматизму, економії фінансів і матеріально-технічних засобів, збереженні здоров'я і продовженні трудового довголіття.

Професійна придатність кандидатів працювати на тому чи іншому виробництві оцінюється за медичними показниками, освітнім рівнем, фізичною підготовленістю тощо.

Психофізіологічний відбір, будучи складовою частиною професійного відбору, спрямований на виявлення осіб, які за професійними здібностями та індивідуальними психофізіологічними якостями відповідають вимогам конкретних спеціальностей. Такі люди найбільше здатні до навчання у встановлений термін та до успішної професійної діяльності.

Багато професій поєднані не тільки з виконанням набору специфічних робочих операцій, але й з особливостями режиму праці та відпочинку (змінною працею з нічною зайнятістю, чергуванням за пультом керування тощо), особливостями навколишнього середовища перебування (роботою в умовах шуму, вібрації, прискорення, гіпоксії, ліміту часу тощо), екстремальними факторами (нервово-емоційними перевантаженнями). До таких професій належать льотчики, космонавти, водії, машиністи-оператори блокового обладнання, трудова діяльність яких відбувається в умовах розширення зони обслуговування, збільшення потужності агрегатів, двигунів тощо.

Узагальнюючи результати, отримані науковцями на ЕМБС, можна стверджувати, що прийняття на операторські посади осіб, що не мають належного рівня розвитку професійно значущих психофізіологічних якостей призводить не тільки до появи браку в роботі, виникнення аварійних ситуацій, але й несприятливо позначається на стані їх здоров'я. У таких працівників значно частіше розвиваються захворювання центральної нервової системи (ЦНС) та серцево-судинної системи.

Багаторічні дослідження дають підставу вважати, що проблема прогнозування успішності професійної діяльності зводиться до двох основних аспектів:

– визначення вимог, пропонує людині тією або іншою діяльністю;

– оцінювання рівня розвитку здібностей, що лімітують цю діяльність.

У цій роботі подано деякі основні методи дослідження й оцінки шкали стану професійно значущих психофізіологічних функцій (нейродинамічного та нейропсихологічного рівнів, а також особистісної специфіки) і зв'язок їх з успішністю трудової діяльності випробувачів, рятувальників, операторів різних сучасних високовідповідальних комплексів.

За весь період досліджень на ЕМБС обстежено понад 300 осіб – випробувачів, альпіністів, кандидатів у космонавти, водіїв, операторів енергоблоків, які контролюють проходження технологічного процесу, дистанційно визначають і усувають порушення в режимі роботи устаткування. У цій роботі продовжується тема досліджень ВНД людини на ЕМБС, праці [1–7].

Постановка завдання – описати результати досліджень психофізіологічних функцій ВНД людини в екстремальних умовах високогір'я, навести розроблені на ЕМБС методи професійного відбору осіб для операторської.

Методи дослідження психофізіологічних функцій людини

Центральна нервова система (філогенетично наймолодше утворення мозку ссавців), особливо вищі відділи головного мозку, найбільш чутливі до нестачі кисню (гіпоксії), яка характерна для умов високогір'я.

Вплив гіпоксії різного походження порушує функції ЦНС, які виявляються як у змінах тонкої гістологічної структури нервової тканини [8], діяльності окремих нейронів [9], змінах ЕЕГ [10–13], так і в реакціях ВНД, порушеннях психіки людини [14–16].

Дослідженням впливу гіпоксії на нервову систему присвячено численні праці вітчизняних та зарубіжних авторів [17–19].

Загальноприйнятною є думка про те, що в процесі розвитку гострої гіпоксії виникають фазові зміни функціонального стану ЦНС. Рівень спостережуваних змін ВНД визначається ступенем кисневого голодування. Так у випадку гіпоксисбарії, яка виявляється під час сходження в гори або штучно створюється в барокамері на невеликих висотах (2000–3000 м над рівнем моря), відзначаються порушення диференціювання, збільшення позитивних умовних рефлексів, скорочення

латентних періодів рухових реакцій, прискорення вирішення завдань на міцність умовних реакцій, але вповільнене виконання таких же завдань на гальмування, підвищення загальної рухової й мовної активності. Це свідчить про те, що в разі невеликої нестачі кисню в першу чергу, як і за інших несприятливих впливів, порушується внутрішнє гальмування [7].

Науковцями на ЕМБС застосовувалися три методи дослідження психофізіологічних функцій:

– дослідження параметрів нейродинамічного рівня;

– дослідження параметрів нейропсихічного рівня;

– дослідження особистісної специфіки.

Дослідження параметрів нейродинамічного рівня – важливий інформативний метод досліджень психофізіологічних функцій людини – детально описано у праці [7].

Під час дослідження параметрів нейропсихічного рівня використовують методику «трикутники» для визначення рівня розвитку короткочасної зорової пам'яті. Випробуваному послідовно пропонують чотири варіанти карти-завдання. Кожна карта експонується протягом 10 с, після чого випробуваний має відшукати в блоці-касі задані фігури. На впізнання й вибір відведено 30 с. Показником ємкості короткочасної зорової пам'яті є середнє арифметичне значення кількості впізнаних трикутників у чотирьох пробах.

Методику «шкали приладів» призначено для дослідження оперативної пам'яті, зорового сприйняття приладової інформації, функції уваги.

Випробуваному пропонується оцінити й підсумувати показання 3–4 стрілкових приладів за спеціальними схемами та написати значення суми показань приладів з урахуванням знака й ціни поділки. Результати обстеження визначають за кількістю правильних відповідей і часом виконання завдання та розраховують коефіцієнти корисної роботи і продуктивності.

Методику «червоно-чорні таблиці» призначено для дослідження здатності розподіляти й переключати увагу. Принцип методу ґрунтується на відшукуванні чисел чорних кольорів від 1 до 24 у зростаючому порядку, червоного – від 24 до 1 в порядку спадання (знаходити й називати цифри різних кольорів випробуваний повинен у змішаному порядку). Показниками здатності до концентрації й переключення уваги є час, витрачений випробуваним на виконання тесту.

Дослідження особистісної специфіки дозволяє прогнозувати успішність професійної діяльності.

Велике значення мають вивчення й урахування індивідуальної особистісної специфіки людини, які виявляються в стилі, характері й напрямі його діяльності. Риси особистості визначають професійну придатність менше, ніж спеціальні схильності. Особистісний підхід до оцінки професійної придатності допускає вивчення індивідуальних особистісних особливостей кандидата, властивостей його темпераменту, характеру, мотивів і спрямованості діяльності, які враховуються в комплексі при прогнозуванні професійної придатності.

Для вибору схеми опитування (СО) було використано адаптований варіант міннесотської багатофакторної особистісної СО і 16-факторну СО Р.Б. Кеттела.

Схеми опитування містять перелік питань або тверджень, на кожне з яких випробовуваний повинен дати відповідь, вибравши один із запропонованих варіантів. Визначеність відповідей дозволяє строго стандартизувати обробку обстеження, підвищує його надійність, створює основу для обробки отриманих даних з використанням методів математичної статистики.

Адаптований варіант міннесотської багатофакторної особистісної СО містить 600 тверджень від першої особи, які стосуються самопочуття обстежуваного, його стосунків з оточуючими, наявності невротичної симптоматики та інших питань.

Обробка результатів обстеження полягає в проведеному комп'ютерному порівнянні відповідей зі спеціальними «ключами» – набором відповідей, характерних для людей з максимальним ступенем виразності певної особистісної якості. Чим більше відповіді випробованого збігаються з «ключем», тим більше виражена в нього особистісна якість.

Результати дослідження оцінювалися за трьома оцінними шкалами, десятьма основними шкалами та сімома додатковими. Ступінь виразності кожної особистісної якості оцінювали за формулою і виражали в стандартних одиницях.

За оцінними шкалами вимірювали правдивість відповідей, достовірність отриманих результатів і ставлення випробованого до обстеження. Шкала «неправди» складається із тверджень, на які відвертий випробовуваний звичайно дає цілком певну відповідь.

Значення за шкалами «неправди» відповідає кількості відповідей, характерних для випробовуваних осіб, що намагаються створити своїми відповідями сприятливе враження про себе. Таким чином, воно дозволяє оцінити правдивість обстежуваного у разі виконання тесту.

Шкала ймовірності дозволяє оцінити, наскільки були нестандартними, незвичайними порівняно з більшістю обстежуваних відповіді випробованого на твердження СО. Шкала ймовірності підвищується у разі підняття основних шкал:

- іпохондрії;
- депресії;
- істерії;
- психопатії;
- інтересів;
- параної;
- психастенії;
- шизофренії;
- манії;
- соціальної інтроверсії.

У такий спосіб вона пов'язується з загальною висотою профілю СО, з виразністю багатьох психопатологічних тенденцій і тому може вважатися інтегральним індексом нервово-психічної нестійкості. Підвищення ймовірності спостерігається у осіб з утрудненнями в особистісних контактах, у осіб із психопатичними рисами. Помірне підвищення ймовірності може відобразити внутрішню напруженість, невдоволення ситуацією. Дуже високі значення за шкалою ймовірності свідчать про неймовірність отриманих результатів. Це може бути у випадку, коли випробовуваний, не читаючи змісту тверджень, випадковим чином відповідає «правильно» і «неправильно».

Шкалу коригування призначено для коригування тверджень за деякими основними шкалами з урахуванням відвертості випробованого. Особи, що мають високі показники за цією шкалою схильні заперечувати особистісну неадекватність, труднощі щодо контролю власної поведінки та міжособистісних стосунків, прагнуть до дотримання прийнятих у суспільстві норм і вимагають того ж від оточуючих. Особи з дуже низькими значеннями за цією шкалою схильні перебільшувати ступінь міжособистісних конфліктів і складність наявних симптомів нервово-психічної нестійкості.

Шкала іпохондрії оцінює виразність іпохондричних тенденцій, які виявляються в тривожності випробовуваного з приводу стану власного здоров'я. Твердження шкали стосуються основних соматичних функцій. В осіб з високими значеннями за шкалою власний соматичний стан перетворюється на об'єкт тривалого тривожного спостереження. Навіть незначне нездужання викликає в таких людей сильну реакцію тривоги.

Властивості іпохондричних осіб обмежують їх активність, широту міжособистісних контактів. Низькі значення шкали свідчать про відсутність заклопотаності станом свого соматичного здоров'я. Такі особи більш діяльні, енергійні, товариські.

Шкала депресії оцінює наявність у випробуваного ознак депресії, що складаються з песимістичності, тривожності, відчуття безпорадності й безкорисності, марності, уповільнення мислення й дій. Особи з високими значеннями за шкалою депресії сприймаються оточуючими як люди похмурі, замкнуті, мовчазні. Низькі значення за цією шкалою характерні для осіб бадьорих, активних, товариських з відчуттям своєї значущості.

Шкала істерії вимірює ступінь виразності істеричних рис, що виявляються в егоцентризмі, прагненні до демонстративного поведіння, підвищеній сугестивності, прагненні будь-що привернути до себе увагу оточуючих. Дуже високі значення за шкалою можуть викликати підозри щодо наявності істеричного неврозу. Особи з низькими показниками замкнуті, недостатньо активні в міжособистісних контактах.

Шкалу психопатії призначено для оцінки психопатизації особистості, в якій переважають елементи асоціального поведіння. Особи, що мають високі значення за цією шкалою, нехтують загальноприйнятими суспільними нормами, моральними й етичними цінностями, що встановлені правилами поведінки. У поєднанні з високим рівнем активності ця зневага може виявлятися у гнівних і агресивних реакціях. Поводження таких осіб погано передбачуване, вони не бояться можливого покарання. Особи з низькими значеннями за шкалою схильні дотримуватися загальноприйнятих правил і норм поведінки.

Шкала інтересів оцінює ступінь ідентичності інтересів і застанов випробувача із традиційною соціальною роллю чоловіка й жінки. Високі значення за шкалою для чоловіка свідчать про виразність в обстежуваних деяких жіночих рис характеру (сентиментальності, сенситивності, чутливості до відтінків міжособистісних стосунків тощо). Низькі значення відповідають виразності таких чоловічих рис, як заповзятливість, активність, схильність до суперництва тощо.

Шкалу параної використовують для оцінювання ефективності ригідності, що виявляється в уразливості, підозрливості, недовірливості, ворожості до оточуючих і злопам'ятності. Такі люди егоїстичні, себелюбні, схильні до переоцінки власної особи.

Шкалу психастенії призначено для оцінювання тривожності. Особи з високими показниками за шкалою характеризуються як тривожні, неспокійні, нерішучі, обережні. У своїй поведінці вони прагнуть заздалегідь передбачити й уникнути можливих небезпек і труднощів. Такі особи зазвичай ретельно обмірковують свої вчинки. Особи з низькими значеннями за шкалою характеризуються відсутністю необґрунтованої тривожності, рішучістю й гнучкістю поведінки.

Шкалу шизофренії застосовують для вимірювання шизоїдних тенденцій. Випробувані з високими значеннями за шкалою відзначаються емоційною холодністю й неадекватністю емоцій, своєрідністю суджень і вчинків, аутичністю, тобто заглибленням у внутрішній світ. Вони замкнуті, ексцентричні. Їх поведінка неприродна. За дуже високих значень за шкалою можна запідозрити наявність шизоїдної акцентуації або психопатії. Випробувані з низькими показниками мають протилежні характеристики.

Шкала манії оцінює виразність гіпоманіакальних явищ (тенденцій). За високих показників може спостерігатися неадекватність поведінки:

- надмірна й погано спрямована активність;
- емоційне збудження;
- дратівливість;
- нестриманість.

Малі значення відповідають низькій активності. У разі дуже малих значень за шкалою можуть спостерігатися ознаки депресії.

Шкала соціальної інтроверсії оцінює ступінь включення особи в соціальне середовище. Для осіб із високими значеннями за шкалою характерні замкнутість, утруднення міжособистісних контактів, виникнення реакції тривоги у разі потреби спілкування. Випробувані з низькими показниками мають протилежні характеристики. При інтерпретації профілю основних шкал особливу увагу слід приділити шкалі, яка має найбільше значення. Якщо воно перевищує критичний рівень, можна вважати ймовірним наявність у випробуваного відповідної психопатичної тенденції, що набуває форму невротизації особистості. Крім того, необхідно враховувати значення інших шкал, які можуть підсилювати виразність основного психопатичного синдрому або послаблювати його.

Додаткові шкали призначено для оцінювання у випробуваних емоційної стабільності, здатності до прийняття рішень та виконання дій в умовах екстремальних ситуацій, а також ступеня вираженості в них вольових та лідерських якостей.

Для оцінювання особливостей темпераменту й властивостей характеру осіб використовували 16-факторну особистісну СО Кеттла. Ця СО містить 187 запитань і тверджень, на кожне з яких випробуваному пропонується три варіанти відповідей, один з яких найбільше відображає його думку. Результати опитування випробуваний відмічав на спеціальному бланку, проставляючи позначки типу «+» у відповідній клітинці бланка відповідей. Сформовані за усередненими значенням бальних оцінок інтегральні показники давали змогу використовувати їх як прогноз успішності професійної діяльності операторів.

Вивчення залежності між декількома змінними, тобто між показниками успішності праці операторів, з одного боку, і цілим комплексом ряду психофізіологічних, фізіологічних і особистісних функцій, з другого, проводили за допомогою методів кореляційного й множинного кореляційного аналізів. Прогнозовану успішність трудової діяльності можна розраховувати за допомогою рівнянь лінійної регресії.

Для прогнозування професійної придатності велике значення мають урахування індивідуальних особистісних особливостей кандидата, які відображаються в стилі, характері й спрямованості діяльності [12; 20]. У зв'язку з цим досліджувалися структура особистості операторів, особливості й тип їх поведінки у стресових ситуаціях. Для цього використовували адаптовану міннесотську особистісну 16-факторну СО та СО Кеттла.

Моделювання надійності функціонування нервової системи людини в екстремальних умовах

Проблеми надійності функціонування нервової системи людини в екстремальних умовах гіпоксіїбарії на ЕМБС вивчали ряд дослідників. Результати математичного моделювання функціонування нервової системи людини в умовах гіпоксіїбарії, виконаного Ю.В. Кравченко наведено в працях [21, 22].

Поняття надійності широко застосовують під час розроблення й експлуатації технічних систем, виражаючи відношення між об'єктом і процесом його функціонування.

Надійність має ймовірнісний характер і оцінюється параметрами ймовірності відмови P_v , ймовірності безвідмовної роботи

$$P_6 = 1 - P_v$$

і має діапазон [0;1].

На основі цих параметрів розраховується час відмови T_v . Вихідними параметрами для розрахунку надійності технічних систем є характеристики їх елементів, із взаємовідношень яких і розраховується інтегральний показник надійності всієї системи, а також такі параметри, як безвідмовність, ремонтпридатність і довговічність. Проте між технічною і біологічною надійністю існує розбіжність, яку було враховано під час моделювання.

Вимушені ритми ЦНС забезпечуються за рахунок сильного інформаційного впливу і мінімізацією впливу природних факторів, що забезпечують вільні коливання. Цю умову задовольняє розроблений Ю.В. Кравченко метод реєстрації сенсорних автоколиваний за дозованого розумового навантаження і гіпоксії. Метод дозволяє моделювати будь-який режим дискретно-інформаційного навантаження від напруженого до стресового і реєструє відповідну йому функцію вимушених психодинамічних автоколиваний. Із шести функціональних робочих станів нервової системи основними для моделювання є три стани:

– зосереджений робочий стан (моделювання на рівні функціональної рухливості нервових процесів (НП)), за якого відбувається максимально можливий стійкий режим роботи зі здійсненням 5 % помилок (імовірність безвідмовної роботи $P_6 = 0,95$, імовірність відмови $P_v = 0,05$);

– передстресовий робочий стан (моделювання на рівні максимальної мобілізації сил із здійсненням 25 % помилок ($P_6 = 0,75$, $P_v = 0,25$);

– стресовий робочий стан або нейродинамічний стрес (моделювання на рівні максимально можливого функціонування НП або рівні стресу) із здійсненням 50 % помилок ($P_6 = 0,5$, $P_v = 0,5$).

Останній є інформаційним стресом, що разом з емоційним об'єднуються у психологічний, який разом із фізіологічним складають загальну категорію «стресу».

Принцип зворотного зв'язку є основою універсального алгоритму моделювання заданого функціонального робочого стану головного мозку, коли правильна диференціація всіх сигналів поточної серії i збільшує швидкість подання подразників V_{i+1} наступної серії $i+1$ на визначений приріст ΔV :

$$V_{i+1} = V_i + \Delta V,$$

а в разі наявності помилки швидкість зменшується:

$$V_{i+1} = V_i - \Delta V.$$

Приріст швидкості ΔV нелінійний і залежить від швидкості подання V_i поточної серії подразників:
 $\Delta V = (kV_i) 100$,

де

k – відсоток зміни швидкості заданого функціонального робочого стану (ФРС). Експериментально встановлені значення k для трьох ФРС:

– $k_{\text{рфр}} = 5\%$;

– $k_{\text{рмм}} = 2\%$;

– $k_{\text{рс}} = 1\%$.

У разі нелінійного приросту швидкості спостерігається плавна зміна частоти сигналів у всьому робочому діапазоні і стійка робота на високих частотах подання подразників, на відміну від випадку $\Delta V = \text{const}$. Кількість сигналів для серії подразників розраховують за формулою
 $N = (2 \cdot P_b)^{-1}$.

Для кожного ФРС ця кількість має своє значення:

– $N_{\text{рфр}} = 10$,

– $N_{\text{рмм}} = 2$,

– $N_{\text{рс}} = 1$.

Початкову швидкість подання сигналів V_0 встановлюють залежно від конкретного завдання і для кожного обстеженого підбирають індивідуально. Значення V_0 встановлюється значно нижче від теоретичного рівня функціонування ФРС $V_{\text{р.фрс}}$ під час оцінювання динамічності нервових процесів (властивості, що характеризує швидкість утворення тимчасових зв'язків і умовних рефлексів). Якщо використовується відповідне рівню функціонування початкове навантаження, то $V_0 = V_{\text{р.фрс}}$.

Теоретичний рівень функціонування попередньо розраховують з рівняння регресії:

$$V_{\text{р.фрс}} = f(T_{\text{р.в}}, T_{\text{пр}}),$$

де

$T_{\text{р.в}}$ – латентний період реакції вибору;

$T_{\text{пр}}$ – латентний період простої реакції.

Різниця між латентними періодами цих реакцій ($T_{\text{р.в}} - T_{\text{пр}}$) характеризує час центрального переключення і пов'язана зі швидкістю НП. Таким чином, визначаючи функціональний зв'язок між цим показником і рівнем функціонування НП, можна індивідуально для кожного обстеженого встановлювати початкову швидкість подання сигналів V_0 , надавши всім обстежуваним однакові умови. Початкову швидкість V_0 для конкретного функціонального робочого стану розраховують, виходячи з припущення, що обстежений за 30 с від початку роботи не зробив жодної помилки:

$$V_0 = V_{\text{р.фрс}} \cdot (1 - k/100)^n,$$

де n – розрахована кількість ітерацій:

$$n = \log_{(1-k/100)}(N/(30V_{\text{р.фрс}})).$$

Серійний сигнал є меандром (тривалість періодів експозиції і гасіння однакова), що знімає верхнє обмеження за швидкістю подання подразників, коли швидкість змінювалася тільки внаслідок варіації часу експозиції.

Основна складність розроблення моделі ФРС полягає в правильному визначенні якості відповідей, оскільки з досягненням граничної швидкості подання сигналів відповідь часто отримується під час подачі наступних подразників. Були побудовані діаграми проходження сигналів і відповідей за екстремальних умов опрацювання інформації. Сигнал відповіді є реакцією на перший подразник, тому що задовольняє умови

$$(T_{\text{р.в}} - 3G) < T_1 < (T_{\text{р.в}} + 3G)$$

та

$$T_2 < (T_{\text{р.в}} - 3G),$$

де

G – середньоквадратичне відхилення реакції вибору;

T_1 і T_2 – час від початку подання першого і другого сигналів до появи переднього фронту відповіді.

Інтервал часу, що задовольняє умову

$$T_{\text{ots}} = (T_{\text{р.в}} - 3G)$$

називається часом відставання. Інакше кажучи, період часу T_{ots} , протягом якого аналізуються відповіді на попередній перший подразник під час поточного другого подразника, називається часом відставання.

У деяких методиках, у яких використовується режим зворотного зв'язку (50 % правильних відповідей і помилок), гранична швидкість подання подразників майже не досягається через відсутність «часу відставання» або недостатнє його ефективне використання.

Наприклад, правильна рухова відповідь, початок якої припадає на кінець поточного подразника, насправді була відповіддю на попередній сигнал, бо збігалася з латентним періодом реакції вибору на попередній подразник. Фактично ж її опрацьовували як відповідь на поточний сигнал, що в більшості випадків вважалось неправильною реакцією. Це знижувало робочий поріг, на якому мав виявлятися нейродинамічний стрес, і зменшувало діапазон можливих варіацій індивідуальних відмінностей піддослідних.

Якщо початок відповіді припадає на період часу відставання T_{ots} і закінчується після його завершення, то залишкова рухова реакція не повинна розглядатися при аналізі відповіді на поточний подразник.

Значення T_{ots} не може перевищувати тривалості поточного сигналу.

Відповідь аналізується по передньому фронту нервово-м'язового скорочення (натискання кнопки). Якщо попередній період сигналу був менший або дорівнював T_{ots} , то поточне значення часу відставання не повинно перевищувати поточного періоду сигналу у припущенні, що відповідь на попередній подразник правильна. У цьому разі після закінчення періоду відставання аналізується відповідь на попередній подразник і залежно від її якості або засвічується наступна експозиція (у разі правильної відповіді), або поточний час гасіння збільшується на $60/\Delta V_j$ (у разі помилкової реакції), де ΔV_j – приріст зменшення швидкості для поточної серії сигналів j . Дослідники звернули увагу на систематичну похибку, спричинену з затримкою виведення сигналу на монітор [21; 22]. Навіть при прямому доступі до екранної пам'яті час виведення зображення на дисплей є випадковою величиною, що лежить у діапазоні 0–14 мс за частоти вертикальної розгортки 60 Гц. Ця похибка може виявитися досить вагомою, щоб спотворити деякі часові параметри тестування. Тому для усунення цього недоліку відмовилися від використання дисплея як засобу індикації подразників, використовували незалежний пульт відображення інформації із напівпровідниковим індикатором високої швидкості.

Під час моделювання ФРС будується крива швидкості сприйняття сигналів залежно від їх кількості N (рис. 1). Середня швидкість опрацювання інформації 320 сигналів за хвилину.

Детальний аналіз якості помилкових реакцій при моделюванні зосередженого робочого стану встановив, що на граничних швидкостях, коли подаються підряд два позитивні подразники, адресовані до однієї руки, спостерігається явище сумарності, коли реакція на другий подразник розвивається на фоні залишкового збудження і підсумовується з ним.

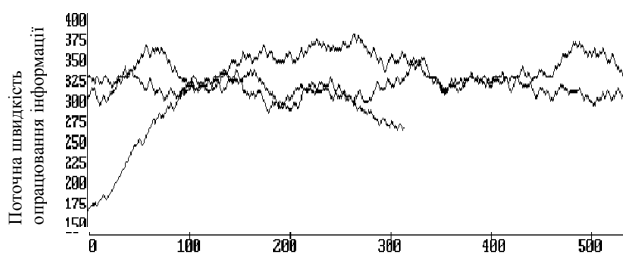


Рис. 1. Моделювання нейродинамічного стресу

Якщо час нервово-м'язового скорочення стає більшим, ніж період проходження поточного сигналу, то фіксується одна відповідь на два посліпиль позитивні подразники, адресовані до однієї руки. Але коли другий позитивний подразник адресується до другої руки, сумація нервово-м'язового скорочення не спостерігається і підвищується ймовірність безпомилкової відповіді на другий позитивний сигнал. Таким чином, спостерігається неоднорідність тест-матеріалу.

Щоб узгодити методику та надати тест-матеріалу однорідності, запропоновано тригерний тип реакції. На відміну від реакції вибору двох сигналів із трьох, коли відповідь на два типи позитивних подразників адресувалася відповідно до лівої або правої руки, у тригерній реакції відповідь лише на один тип позитивного подразника адресується по черзі до обох рук. Для зменшення орієнтованої реакції й отримання первинних даних ($T_{пр}$, $T_{рв}$, G) для моделювання ФРС, виконують такі тести, поступово підвищуючи їх складність.

Тригер-тепінг тест: обстежуваному пропонується протягом 30 с по черзі натискати кнопки у швидкому темпі. Під час тесту будуються криві нервово-м'язових скорочень окремо для кожної руки. Цей тест дозволяє визначати максимальну кількість імпульсів, яку досліджувана функціональна структура може передати за одиницю часу:

$$F_L = N_{тв}/30,$$

де

F_L – показник лабільності нервово-м'язового апарата (властивість нервової системи, що характеризує швидкість виникнення та припинення нервових процесів); $N_{тв}$ – кількість нервово-м'язових скорочень за 30 с.

Основне навантаження під час виконання методики за перші 30 с припадає на ЦНС, а наступна робота виявляє тільки фізичне м'язове стомлення, що й визначило час тестування.

Проста зорово-моторна тригерна реакція (ПЗМТР): обстеженому пропонується якнайшвидше натискати по черзі ліву та праву кнопки у разі появи сигналу вертикалі. Якщо латентний період ПЗМТР фіксується меншим ніж 100 мс, то на екрані висвічується «Передчасна реакція!», з повторним натисканням однієї й тієї ж кнопки висвічується «Порушена черга рук!».

Тригерна реакція вибору (ТРВ): обстеженому пропонується якнайшвидше натискати по черзі ліву та праву кнопки тільки в разі появи вертикалі, за появи сигналу горизонталі – кнопки не натискати.

Попередження про помилку передчасної реакції та порушення чергування рук аналогічне ПЗМТР, але можуть з'являтися такі попереджувальні повідомлення у разі гальмівної реакції «Не натиснули чергову кнопку!» та рухової реакції на гальмівний подразник «На горизонталь - кнопки не натискати!». Експериментатор у голос повинен попереджати про порушення моторних реакцій під час проведення ПЗМТР і ТРВ.

По закінченні кожного тесту результати статистично опрацьовуються. Часові дані, латентні періоди, якості відповідей записуються у файли «ttrp.dat», «trpzmr.dat», «trv.dat».

Кінцевий графік моделювання нейродинамічного стресу за 5 хв показано на рис. 2, на якому виконано стискання у часі по осі абсцис і чітко спостерігається повільнохвильова складова сенсомоторних коливань.

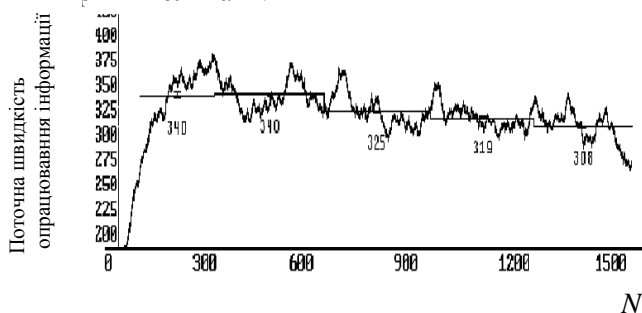


Рис. 2. Крива швидкості прийняття сигналів залежно від їх кількості

Середня швидкість опрацювання інформації – 326 сигналів за хвилину, середній період тривалості сигналу – 185 мс, середня частота експозицій – 5,43 Гц.

Обговорення результатів

Важливість проблем, пов'язаних з функціональним станом, рівнем здоров'я експлуатаційного персоналу операторів різноманітних енергоємних високо-небезпечних комплексів тощо, очевидна – адже помилка людини-оператора може коштувати життя не тільки йому. Тому робота оператора вимагає зібраності, витривалості й позбавляє права на помилку. Для ефективного оцінювання ступеня працездатності операторів автори запропонували комплексний метод, за яким оцінюється:

- якість й кількість здоров'я;
- спеціальні операторські можливості на певний момент;
- працездатність в екстремальних умовах середовища;
- відновлення після стомлення;
- приховані функціональні резерви;
- здатність адаптуватися до нових умов і підвищених навантажень.

Для оцінювання психофізіологічного стану обстежених використовували різні функціональні проби, фізичні навантаження, визначаючи:

- індивідуально-типологічні властивості ВНД;
- функціональну рухливість нервової системи;
- працездатність головного мозку;
- функціональний стан вегетативної, кардіореспіраторної, кровотворної, імунологічної, гормональної систем.

Дослідження в процесі адаптації до гіпоксії давали можливість не тільки об'єктивно оцінювати стан здоров'я, працездатність обстежуваного, але й одночасно підвищувати його функціональні можливості та стійкість до різноманітних шкідливих впливів.

Під час обстеження виявилось, що контингент операторів об'єднував людей з різними психофізіологічними особливостями. Якщо ще враховувати вік, стать, тип нервової діяльності, стан вегетативної нервової системи, особливості кардіодинаміки, дихання й оксидативних процесів у цілому, то стане очевидно необхідність спеціального індивідуального підходу до вирішення проблеми, урахування типологічних особливостей, сенсомоторних і вегетативних характеристик, адаптивності та адаптованості організму, здатності відновлюватися. Отже, для оцінювання надійності функціонування системи «оператор–машина», необхідне мультипараметричне дослідження організму в різних умовах з наступним математичним моделюванням.

У процесі роботи був показаний високий ступінь кореляції між комплексом показників, що характеризують:

- працездатність операторів;
- здатність до оперативного рахунку;
- рівень розвитку технічного мислення й просторового уявлення.

Ця обставина дозволяє рекомендувати використання цих тестів разом з прогнозуванням успішності трудової діяльності за рівняннями регресії на етапі приймання людини на роботу, коли ще немає можливості врахувати вплив на її організм спеціального виробничого навантаження.

Велику увагу в роботі приділяли застосуванню у диференціальній психофізіології, фізіології праці й спорту, фізіології ВНД людини методів дослідження індивідуальних особливостей. Експериментально підтверджені критерії їх оцінки, розробки й інтерпретація оцінних шкал показників нейродинамічних і нейропсихічних функцій, характеристик особистісних особливостей, у результаті математичного аналізу з використанням рівнянь множинної регресії, дозволяють прогнозувати інтегральну оцінку успішності роботи людини як оператора з урахуванням критеріїв досліджуваних функцій.

Висновки

Основою надійності й успішності професійної діяльності людини-оператора є цілий комплекс фізіологічних, психофізіологічних систем, які організують функціональну систему, спрямовану на одержання кінцевого результату. Успішність діяльності операторів багато в чому визначається індивідуально-типологічними особливостями ВНД нейродинамічного апарату й вегетативної сфери, функцією уваги, пам'яті, сприйняття, оперативного мислення, особистісними характеристиками людини. Усі ці функції безпосередньо стосуються формування й використання навичок професійної діяльності персоналу операторів сучасних технічних засобів.

Установлено, що адаптація до умов гірського клімату (кліматотерапія належить до інформаційних методів лікування, профілактики, реабілітації, підвищення працездатності, поліпшення спортивних результатів і надійності функціонування організму в екстремальних умовах) підвищує розумову й фізичну працездатність операторів, збільшує ефективність і надійність їхньої праці після перевтоми, різних стресових станів.

Література

1. Білошицький П.В. Результати деяких медикобіологічних досліджень українських вчених на Ельбрусі / П.В. Білошицький, О.М. Ключко, Ю.М. Онопчук // Вісник НАУ. – 2007. – № 2. – С. 10–16.
2. Білошицький П.В. Вивчення проблем гіпоксії українськими вченими в районі Ельбрусу / П.В. Білошицький, О.М. Ключко, Ю.М. Онопчук // Вісник НАУ. – 2007. – № 3–4. – С. 44–50.
3. Білошицький П.В. Результати дослідження проблем адаптації українськими вченими в Приельбруссі / П.В. Білошицький, О.М. Ключко, Ю.М. Онопчук // Вісник НАУ. – 2008. – № 1. – С. 102–108.
4. Онопчук Ю.М. Створення математичних моделей за результатами досліджень українських учених на Ельбрусі / Ю.М. Онопчук, О.М. Ключко, П.В. Білошицький // Вісник НАУ. – 2008. – № 3. – С. 146–155.
5. Білошицький П.В. Результати досліджень українськими вченими в Приельбруссі впливу факторів високотривалого здоров'я та довголіття / П.В. Білошицький, О.М. Ключко, Ю.М. Онопчук // Вісник НАУ. – 2008. – № 4. – С. 108–117.
6. Білошицький П.В. Результати вивчення структурно-функціональних взаємозалежностей українськими вченими в Приельбруссі / П.В. Білошицький, О.М. Ключко, Ю.М. Онопчук // Вісник НАУ. – 2009. – № 1. – С. 61–67.
7. Білошицький П.В. Результати вивчення вищої нервової діяльності українськими вченими в Приельбруссі / П.В. Білошицький, О.М. Ключко, Ю.М. Онопчук // Вісник НАУ. – 2009. – № 2. – С. 103–110.
8. Динабург А.Д. До патоанатомії головного мозку при гіпоксії / А.Д. Динабург, А.З. Колчинская // Мед. журн. АН УССР. – 1951. – Т. 20, Вип. 6. – С. 35–45.
9. Соколов Е.Н. Активність нейронів головного мозга кролика при «подъеме» и «спуске» в барокамере / Е.Н. Соколов, Г.П. Стеклова // Журн. высшей нервной деятельности. – 1974. – Т. 24, № 3. – С. 606–610.
10. Алтухов Г.В. Биоэлектрическая активность мозга и насыщение крови кислородом при острой гипоксии / Г.В. Алтухов, И.С. Белаховский, В.Б. Малкин // Военно-мед. журн. – 1954. – № 11. – С. 30.
11. Василенко М.Г. Изменения высотной устойчивости при барокамерной тренировке / М.Г. Василенко // Функции организма в условиях измененной газовой среды. Ч. 2. – К.: АН УССР, 1958. – С. 137.
12. Макаренко Н.В. Методика оценки основных свойств высшей нервной деятельности человека / Н.В. Макаренко, В.В. Сиротский, В.А. Трошихин // Нейробионика и проблема биоэлектрического управления. – К.: Наук. думка, 1975. – С. 41–49.
13. Малкин В.Б. Энцефалограмма при острой гипоксической гипоксии / В.Б. Малкин // Авиационная и космическая медицина. – М.: АМН СССР, 1963. – С. 348.
14. Белошицкий П.В. Первый опыт создания лаборатории на Восточной вершине Эльбруса / П.В. Белошицкий, В.И. Данилейко // Горы и здоровье. – К.: Наук. думка, 1974. – С. 7–10.
15. Сиротинин М.М. Життя на висотах і хвороба висоти / М.М. Сиротинин. – К.: АН УРСР, 1939. – 225 с.
16. Сиротинин Н.Н. Высшая нервная деятельность при кислородном голодании / Н.Н. Сиротинин // Высшая нервная деятельность и кортиковисцеральные взаимоотношения в норме и патологии. – К.: АН УССР. – С. 38–46.
17. Колчинская А.З. Недостаток кислорода и возраст / А.З. Колчинская. – К.: Наук. думка, 1964. – 336 с.
18. Лир Э.В. Гипоксия / Э.В. Лир, К. Стикней. – М.: Медицина, 1967. – 368 с.
19. Малкин В.Б. Проблемы космической биохимии / В.Б. Малкин, Е.Б. Гиппенрейтер // Острая и хроническая гипоксия. – Т. 35. – М.: Наука. – 320 с.
20. Белошицкий П.В. Разработка средств и методов отбора и реабилитации операторов // Здоров'я та довголіття / П.В. Белошицкий. – К.: Пава, 2007. – С. 80.
21. Кравченко Ю.В. Методика моделювання функціональних робочих станів при нейродинамічному навантаженні та гіпоксії / Ю.В. Кравченко // Фізіол. журн. – 2003. – Т. 49, № 3. – С. 161–168.
22. Кравченко Ю.В. Моделирование стрессового и сосредоточенного рабочих состояний человека при нейродинамической нагрузке / Ю.В. Кравченко // Материалы конф. Astroeko-2002. – К.: Наук. думка, 2002. – С. 134.

Стаття надійшла до редакції 04.06.09.

УДК 621.391.26

Е.О. Ковалевський, к.т.н., с.н.с.

АВТОНОМНИЙ КОНТРОЛЬ ЦІЛІСНОСТІ СРНС МЕТОДОМ ДОВІРЧИХ ІНТЕРВАЛІВ

Розглянута можливість використання методу довірчих інтервалів для виявлення відмов навігаційних супутників. Метод апробовано за допомогою математичного моделювання.

The applicability of the method of confidence intervals has been considered for navigation satellites failure detection. The validity of method usage has been approved by mathematical modeling.

контроль, метод, радіонавігація, супутник, цілісність**Постановка проблеми**

Під час використання СРНС в авіації особливу роль для забезпечення безпеки польотів відіграє контроль цілісності навігаційних вимірів. Цілісність – це здатність системи виявляти своє неправильне функціонування та виключати можливість використання у випадку відходу робочих характеристик за допустимі межі.

Аналіз проблеми виявлення відмов навігаційних супутників (НС) та відомих методів її розв'язання наведено в роботах [1; 2].

Актуальність пошуку нових алгоритмів автономного контролю цілісності (АКЦ) зумовлена необхідністю забезпечити високу ймовірність виявлення відмов за мінімальний час від початку їх виникнення.

Відомі методи АКЦ поділяють на методи оцінок та фільтраційні [2].

Методи оцінок передбачають оброблення необхідної інформації та прийняття рішень у деякий момент часу. Але вони не враховують попередніх змін радіонавігаційних параметрів і тому можуть відмовити у разі достатньо сильного її проявлення. Наприклад, відмову визначають з імовірністю, близькою до 1, у разі перевищення середньоквадратичного відхилення (СКВ) відмови δ над СКО вимірювання псевдовіддалей σ порядку у 10...20 разів.

Фільтраційні методи використовують всю інформацію про попередні моменти контролю вимірювань. Однак їх ефективність залежить від адекватності прийнятої моделі відмови реальним ситуаціям.

Мета роботи – дослідження за допомогою математичного моделювання алгоритм АКЦ з використанням поняття довірчого інтервалу.

Алгоритм і модель автономного контролю цілісності

Відомі методи АКЦ побудовані на допущенні дуже малої ймовірності одночасної відмови двох і більше НС.

Нехай користувач у момент часу t_k має N -розмірний вектор вимірних псевдовіддалей:

$$D_p(t_k) = D(t_k, P(t_k)) + \xi,$$

де

$D(t_k, P(t_k))$ – вектор істинних значень віддалей;

$P(t_k)$ – вектор параметрів користувача;

ξ – вектор гаусівських випадкових величин з нульовими математичними сподіваннями і постійним СКО за рівноточних вимірів.

Алгоритми на основі методу оцінок припускають знаходження для фіксованого моменту часу $t = t_k$ відношення правдоподібності Z_i для кожного $i = 1...N$ супутника і порівняння максимального відношення $\max_i(Z_i) > h$ з порогом h , який вибирають частіше всього за критерієм Неймана – Пірсона.

Супутник, для якого зафіксовано перевищення порогу, вважають несправним.

Фільтраційні методи передбачають відому модель відмови, наприклад, у вигляді лінійного наростання в часі похибок вимірювання псевдовіддалей. При цьому застосовують фільтри Калмана, що потребує значних розрахункових затрат і, отже, зумовлює значну затримку виявлення відмови.

У роботі [1] розроблено модель відмови на основі процесу, що відповідає рівнянню Колмогорова – Феллера, та здійснюється стрибком.

На основі цієї моделі було синтезовано алгоритм фільтрації та виявлення відмови НС. У роботі [2] наведено результат моделювання цього алгоритму, за яким імовірність виявлення відмови наближається до 1, якщо відношення $\frac{\delta}{\sigma}$ дорівнює 2,5.

Будуючи запропонований алгоритм, будемо виходити з можливості контролювати значення дисперсії похибки визначення псевдовіддалей у стандартному режимі (немає відмов) навігаційних визначень.

Похибку ξ вважаємо нормально розподіленою з математичним сподіванням m_ξ та дисперсією D_ξ . У процесі вимірювання псевдовіддалі D_{p_i} за вибіркою N_V відліків розраховуємо оцінку дисперсії D_ξ відповідно до виразу

$$D_{\delta_i} = \frac{1}{N_V - 1} \sum_{j=1}^{N_V} (\xi_{i,j} - m_\xi)^2.$$

Використовуємо методику визначення довірчого інтервалу до D_{δ_i} , наведену у роботі [3]. Введемо, опускаючи індекс « i », випадкову величину

$$X^2 = \frac{(N_V - 1)D_{\delta_i}}{D_\xi}.$$

Як показано у роботі [3], випадкова величина X^2 розподіляється за законом X^2 зі ступенями вільності

$$K = N_V - 1.$$

Використовуючи таблиці розподілу X^2 , можна знайти значення довірчих інтервалів X_1^2 та X_2^2 , за яких ймовірність попадання випадкової величини у межі $X_1^2 - X_2^2$ становить

$$P[X_1^2 < \frac{(N_V - 1)D_{\delta_i}}{D_\xi} < X_2^2] = \alpha,$$

де

α – довірна ймовірність.

А отже, справедливе

$$P\left[\frac{X_1^2 D_\xi}{N_V - 1} < D_{\delta_i} < \frac{X_2^2 D_\xi}{N_V - 1}\right] = \alpha. \quad (1)$$

Відповідно до нерівності (1) вважатимемо, що i -й НС функціонує безвідмовно, якщо оцінка дисперсії похибки вимірювання псевдовіддалі потрапляє в довірчий інтервал, інакше фіксується відмова.

Моделювання алгоритму автономного контролю цілісності

Модель для дослідження алгоритму АКЦ включає такі операції.

Задають число реалізацій статистичного моделювання KR , число елементів вибірки N_V , значення довірчої ймовірності α .

Визначають межі $[X_1^2, X_2^2]$ і розраховують значення

$\frac{X_1^2 D_\xi}{N_V - 1}$, $\frac{X_2^2 D_\xi}{N_V - 1}$ довірчого інтервалу для оцінювання дисперсії.

У кожному циклі за реалізаціями формують вибірку випадкових величин

$$\eta_k = \zeta_k + \delta_n pp, \text{ якщо } k = 1 \dots N_V. \quad (2)$$

Номер несправного супутника n може співпадати тільки з одним k .

Випадкові величини ξ_k розподіляються за нормальним законом з параметрами $(m_\xi, \sqrt{D_\xi})$. За наявності відмови ($pp=1$) формується δ_n у вигляді, який залежить від моделі відмови. Якщо відмови немає, $pp=0$.

За вибіркою відліків (2) розраховують оцінку дисперсії D_{δ_i} . У разі потрапляння D_{δ_i} в довірчий інтервал, в лічильник s заноситься 1. Після закінчення циклу з реалізацій розраховують середню частоту (ймовірність) відмови відповідно до виразу

$$p_0 = 1 - s/KR.$$

Результати дослідження

Експеримент 1. Задано:

$$KR = 10^4,$$

$$\sigma_\xi = \sqrt{D_\xi} = 2 \cdot 10^{-3} \text{ км},$$

$$m_\xi = 10^{-8} \text{ км}.$$

Модель відмови припускає, що випадкова величина δ_n у виразі (2) розподілена за нормальним законом з параметрами

$$M\delta = 10^{-8} \text{ км},$$

$$\sigma\delta = \sigma_{\delta} pm.$$

Значення N_V задають: для варіанта 1–10, для варіанта 2–12, для варіанта 3–15 відповідно. Розраховують ймовірності виявлення відмови і хибної тривоги.

Залежність ймовірності виявлення відмови для варіантів P_{01} , P_{02} , P_{03} від значення pm за заданого N_V наведено у табл. 1.

Ймовірність хибної тривоги для трьох варіантів дорівнює відповідно

$$F1 = 0,12, F2 = 0,087, F3 = 0,049.$$

Таблиця 1

Залежність $P = f(pm)$ зі зміною N_V

pm	1	1,5	2	2,5	3	3,5
P_{01}	0,38	0,74	0,92	0,973	0,991	0,997
P_{02}	0,44	0,8	0,95	0,989	0,997	1
P_{03}	0,52	0,88	0,982	0,997	1	1

Дані табл. 1 показують, що ймовірність виявлення відмови підвищується зі збільшенням елементів вибірки для оцінювання дисперсії D_{δ_i} . У свою чергу, збільшення вибірки сповільнює прийняття рішень про відмову.

Експеримент 2. З метою зменшення часу до прийняття рішення про відмову вибірку для оцінювання дисперсії D_{δ_i} формують таким чином.

Перше значення оцінки розраховують за сформованою вибіркою $\eta[1: N_v]$ з випадкових відліків η_k . Потім оновлюють вибірку новим випадковим відліком зі зсувом на один такт.

Результати моделювання подано в табл. 2.

Таблиця 2

Залежність $P = f(pt)$ при вибірці зі зсувом

pt	1	1,5	2	2,5	3	3,5
P_{01}	0,31	0,684	0,893	0,966	0,989	0,996
P_{02}	0,396	0,765	0,949	0,991	0,996	0,999
P_{03}	0,447	0,858	0,975	0,996	0,999	1

Ймовірність хибної тривоги при цьому така:

$$F1 = 0,05,$$

$$F2 = 0,025,$$

$$F3 = 0,016.$$

З порівняння даних табл. 1 і 2 видно, що спосіб формування вибірки зі зсувом забезпечує ту ж ймовірність виявлення відмови, що й фіксована вибірка. Однак при цьому час прийняття рішення про відмову зменшується до одного такту заповнення вибірки.

Експеримент 3. Уявимо модель відмови як результат зриву синхронізації у системі фазового автопідстроювання. У роботі [3] визначено залежність середнього часу до зриву синхронізації від відношення сигнал/шум і від відношення смуги утримання до постійної часу фільтра.

Модель відмови визначаємо як додавання випадкової похибки до псевдовіддалі зі СКО $\sigma\delta = \sigma\zeta pt$, у випадковий момент часу, що розподілений за рівномірним законом з параметрами

$$[t_1, t_2] \text{ та } t_{\text{сер}} = \frac{t_1 + t_2}{2}.$$

Результати експерименту наведено в табл. 3 для трьох варіантів завдання середнього часу.

Таблиця 3

Залежність $P = f(pt)$ при зміні $t_{\text{сер}}$

pt	1	1,5	2	2,5	3	3,5
P_1	0,476	0,86	0,975	0,995	1	1
P_2	0,31	0,65	0,868	0,955	0,984	0,992
P_3	0,17	0,4	0,64	0,79	0,883	0,934

Ймовірності виявлення відмови відповідно такі:

– відмова P_1 , якщо $t_{\text{сер}} = 1,5$ с,

– відмова P_2 , якщо $t_{\text{сер}} = 2$ с,

– відмова P_3 , якщо $t_{\text{сер}} = 3$ с.

При цьому $N_v = 15$.

З даних табл. 3 випливає, що ймовірність виявлення відмови P знижується зі збільшенням середнього часу $t_{\text{сер}}$. Якщо $t_{\text{сер}} = 1,5$ с, вона майже збігається з результатами, отриманими у моделі відмови експерименту 1.

Ймовірність хибної тривоги в експерименті для всіх варіантів дорівнювала $F = 0,05$.

Висновки

Дослідження показали, що розглянутий алгоритм контролю цілісності дає змогу виявляти відмови навігаційного супутника з високою ймовірністю. У моделі відмови у вигляді додавання нормально розподіленої випадкової похибки до псевдовіддалі несправного супутника показники методу довірчих інтервалів перевищують показники алгоритмів на основі методу оцінок і не поступаються фільтраційним алгоритмам.

Ефективність методу залежить від розміру вибірки для оцінювання дисперсії.

Під час застосування методу є можливість компромісного вирішення проблеми підвищення ймовірності і скорочення часу виявлення відмови. Перспективи його застосування залежать від актуальності прийнятої моделі відмови.

Література

1. Харисов В.Н. Методы нелинейной фильтрации в задаче обнаружения отказов в спутниковых радионавигационных системах / В.Н. Харисов, А.В. Копейкин // Радиотехника. – 1996. – № 7. – С. 115–119.
2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. – 3-е изд. / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. – М.: Радиотехника, 2005. – 688 с.
3. Тихонов В.И. Статистическая радиотехника / В.И. Тихонов. – М.: Радио и связь, 1982. – 624 с.

УДК 629.78

М.Ю. Ракушев, к.т.н., с.н.с.

А.А. Завада, к.т.н.

С.В. Ковбасюк, к.т.н., с.н.с.

ПРОГНОЗУВАННЯ РУХУ КОСМІЧНОГО АПАРАТА В ОСКУЛЮВАЛЬНИХ ЕЛЕМЕНТАХ МЕТОДОМ ДИФЕРЕНЦІАЛЬНО-ТЕЙЛОРІВСЬКИХ ПЕРЕТВОРЕНЬ

Запропоновано числово-аналітичну обчислювальну схему інтегрування диференціального рівняння руху космічного апарата в оскулювальних елементах, яку розроблено на основі диференціально-тейлорівських перетворень. У моделі руху космічного апарата враховано збурення від центрального поля до 8×8 гармонік розкладу геопотенціалу Землі в ряд за сферичними функціями та сила аеродинамічного опору атмосфери згідно зі статичною моделлю густини атмосфери. Порівняно за точністю прогнозування руху космічного апарата зі штатними вітчизняними програмними комплексами балістико-навігаційного забезпечення польотів космічних апаратів.

The numerical-analytical computing scheme of integration of the differential equation of motion of space vehicle is offered in osculating elements, which is developed on a basis of Taylor differential transformations. In the model of motion of space vehicle indignations from the central field to 8×8 harmonics of decomposition of a geopotential of the Earth abreast on spherical functions and force of aerodynamic resistance of atmosphere are considered at static model of density of atmosphere. Comparison on accuracy of forecasting of movement of a space vehicle with regular domestic program complexes of ballistic navigational support of flights of space vehicles is spent.

диференціально-тейлорівські перетворення, космічний апарат, оскулювальний елемент, прогнозування, рух

Постановка проблеми

Центральне місце в технологічній послідовності вирішення завдань балістико-навігаційного забезпечення (БНЗ) польотів космічних апаратів (КА) займає прогнозування руху КА, що є складовою частиною процесів планування цільового застосування КА, навігації наземних (повітряних, морських) об'єктів, оцінювання загальної космічної обстановки тощо.

Безпосередньо прогнозування руху КА виконують у вигляді закінченої процедури на ЕОМ, в якій на основі обраного методу інтегрування звичайних диференціальних рівнянь реалізовано обчислювальну схему розв'язання диференціального рівняння руху КА [1].

Наявність процедури прогнозування руху КА має також важливе значення для проведення деяких наукових досліджень, наприклад, під час розроблення та оцінювання ефективності нових методів оброблювання вимірювальної інформації від засобів контролю космічного простору.

Процедура прогнозування руху КА є невід'ємною складовою частиною програмних комплексів (ПК) БНЗ, які використовують у вітчизняних установах, наприклад, у Національному центрі управління та випробувань космічних засобів. Однак зазначені ПК БНЗ є комерційною власністю і тому їх використання для проведення

наукових досліджень можливе лише як «чорної скриньки», що не завжди задовольняє дослідників. Прикладом зазначеного ПК є ПК БНЗ "Навігатор" [2].

Аналіз останніх досліджень

Натепер у вітчизняній практиці БНЗ найбільшого поширення для прогнозування руху КА набув числовий скінченнорізницевий метод Адамса сьомого порядку [1; 2].

Якщо розглянути останні дослідження щодо впровадження інших методів інтегрування звичайних диференціальних рівнянь у практику БНЗ, то можна зазначити, що одним з перспективних є метод диференціально-тейлорівських (ДТ) перетворень [3].

Основною особливістю ДТ-перетворень як математичного методу є реалізація рекурентного, методично простого (числово-аналітичного) визначення членів ряду Тейлора будь-якого порядку за відсутності методичних похибок [4].

Розрахунок похідних від функції за допомогою, наприклад, скінченнорізницевого методу неминує вносить методичну похибку [5].

Метод ДТ-перетворень при прогнозуванні руху КА дозволяє розробляти обчислювальні схеми, які належать до однокрокових числовоаналітичних обчислювальних схем, що використовують значення вищих похідних [5].

У праці [3] доведено можливість використання методу ДТ-перетворень для короткострокового (до одного витка) прогнозування руху КА у гринвіцькій прямокутній системі координат (ГСК) з урахуванням у моделі руху КА збурень від другої та четвертої зональних гармонік розкладу геопотенціалу у ряд за сферичними функціями (поле 4×0).

Однак для проведення довгострокового прогнозування руху КА така модель непридатна, через неповноту врахування збурювальних факторів.

Таким чином, актуальним є проведення досліджень щодо розроблення обчислювальної схеми для прогнозування руху КА на основі ДТ-перетворень, яка більш повно враховує збурювальні фактори, що діють на КА у польоті.

Мета роботи – розроблення числово-аналітичної обчислювальної схеми для проведення довгострокового прогнозування руху КА на основі методу ДТ перетворень. У схемі необхідно врахувати збурення від несферичності Землі та аномалій сили тяжіння для розкладу геопотенціалу у ряд за сферичними функціями (поле до 8×8 гармонік), а також сили аеродинамічного опору атмосфери для її статичної моделі (ГОСТ-4401-64).

Диференціально-тейлорівські перетворення

ДТ-перетворення – це операційний метод, який ґрунтується на переведенні оригіналів в область зображень за допомогою операції диференціювання. Диференціально-тейлорівськими перетвореннями називають функціональні перетворення вигляду [4]:

$$z(k) = \frac{H^k}{k!} \left[\frac{d^k z(t)}{dt^k} \right]_{t_*}; \quad (1)$$

$$z(t) \approx \sum_{k=0}^{k_{\max}} \left(\frac{t-t_*}{H} \right)^k z(k), \quad (2)$$

де

$z(k)$ – дискретна функція за аргументом k ;

k – цілочисловий аргумент $k = 0, 1, \dots$;

t – аргумент, за яким проводиться перетворення;

t_* – значення аргумента, за якого проводиться перетворення;

k_{\max} – максимальний номер урахуваної при відновленні Т-дискрети;

H – відрізок аргументу, на якому розглядається функція $z(t)$.

Вирази (1) визначає пряме, а вираз (2) обернене перетворення. Пряме перетворення дозволяє за оригіналом $z(t)$ знайти ДТ-зображення $z(k)$.

Обернене перетворення відновлює оригінал $z(t)$ у вигляді часткової суми відрізка ряду Тейлора.

Розрахунок (моделювання) з використанням ДТ-перетворень виконують за три етапи:

- пряме перетворення;
- проведення в області ДТ-спектрів необхідних викладок;
- обернене перетворення.

Для розв'язання задачі, яка розглядається, перші два етапи поєднуються в один.

Запишемо модель руху КА для довгострокового прогнозування руху КА. Ця модель в оскулювальних елементах для КА, що мають малий ексцентриситет орбіти ($e \leq 0,1$) має вигляд [1]:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{d\Omega}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu_0}} W \frac{\sin u}{R \sin i}; \\ \frac{di}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu_0}} W \frac{\cos u}{R}; \\ \frac{dp}{dt} &= 2 \sqrt{\frac{p}{\mu_0}} Tr; \\ \frac{du}{dt} &= R^2 \sqrt{\frac{\mu_0}{p^3}} \frac{1}{\dot{\nu}}; \\ \frac{dq}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu_0}} \left(S \sin u + \right. \\ &\quad \left. + \left[\frac{(q + \cos u)}{R} + \cos u \right] T + W \frac{l \sin u}{R} \operatorname{ctg} i \right); \\ \frac{dl}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu_0}} \left(-S \cos u + \right. \\ &\quad \left. + \left[\frac{(l + \sin u)}{R} + \sin u \right] T - W \frac{q \sin u}{R} \operatorname{ctg} i \right); \end{aligned} \right. \quad (3)$$

$$R = 1 + q \cos u + l \sin u; \quad (4)$$

$$r = \frac{p}{R}; \quad (5)$$

$$S = S_1 + S_2; \quad (6)$$

$$T = T_1 + T_2; \quad (7)$$

$$W = W_1 + W_2; \quad (8)$$

$$\frac{1}{\gamma^*} = 1 - \frac{P^2}{\mu_0 R^3} W \sin u \text{ctg } i; \tag{9}$$

$$S_1 = \frac{\partial U_n}{\partial r}; \tag{10}$$

$$T_1 = \frac{1}{r} \frac{\partial U_n}{\partial \varphi} \frac{\cos u}{\cos \varphi} \sin i + \frac{1}{r \cos \varphi} \frac{\partial U_n}{\partial \lambda} \frac{\cos i}{\cos \varphi}; \tag{11}$$

$$W_1 = \frac{1}{r} \frac{\partial U_n}{\partial \varphi} \frac{\cos i}{\cos \varphi} - \frac{1}{r \cos \varphi} \frac{\partial U_n}{\partial \lambda} \frac{\cos u}{\sin \varphi} \sin i; \tag{12}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial U_n}{\partial r} = & -\frac{\mu_0}{r^2} \left(1 + \sum_{n=2}^N (n+1) C_{n0} \left(\frac{r_0}{r} \right)^n P_n(\sin \varphi) + \right. \\ & \left. + \sum_{n=2}^N \sum_{m=1}^n \left\{ (n+1) \left(\frac{r_0}{r} \right)^n P_n^m(\sin \varphi) \times \right. \right. \\ & \left. \left. \times [C_{nm} \cos(m\lambda) + d_{nm} \sin(m\lambda)] \right\} \right); \tag{13} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \frac{\partial U_n}{\partial \varphi} = & \frac{\mu_0}{r^2} \left(\sum_{n=2}^N C_{n0} \left(\frac{r_0}{r} \right)^n P_n'(\sin \varphi) \cos \varphi + \right. \\ & \left. + \sum_{n=2}^N \sum_{m=1}^n \left\{ \left(\frac{r_0}{r} \right)^n P_n^{m'}(\sin \varphi) \cos \varphi \times \right. \right. \\ & \left. \left. \times [C_{nm} \cos(m\lambda) + d_{nm} \sin(m\lambda)] \right\} \right); \tag{14} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{r \cos \varphi} \frac{\partial U_n}{\partial \lambda} = & \frac{\mu_0}{r^2} \sum_{n=2}^N \sum_{m=1}^n \left\{ m \left(\frac{r_0}{r} \right)^n \frac{P_n^m(\sin \varphi)}{\cos \varphi} \times \right. \\ & \left. \times [-C_{nm} \sin(m\lambda) + d_{nm} \cos(m\lambda)] \right\}; \tag{15} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} P_n(\sin \varphi) = & \frac{1}{n} [-(n-1) P_{n-2}(\sin \varphi) + \\ & + (2n-1) \sin \varphi P_{n-1}(\sin \varphi)]; \tag{16} \end{aligned}$$

$$P_0(\sin \varphi) = 1; \tag{17}$$

$$P_1(\sin \varphi) = \sin \varphi; \tag{18}$$

$$\frac{P_m^m(\sin \varphi)}{\cos \varphi} = (2m-1) \cos \varphi \frac{P_{m-1}^{m-1}(\sin \varphi)}{\cos \varphi}; \tag{19}$$

$$\begin{aligned} \frac{P_n^m(\sin \varphi)}{\cos \varphi} = & \frac{1}{n-m} \left[-(n+m-1) \frac{P_{n-2}^m(\sin \varphi)}{\cos \varphi} + \right. \\ & \left. + (2n-1) \sin \varphi \frac{P_{n-1}^m(\sin \varphi)}{\cos \varphi} \right]; \tag{20} \end{aligned}$$

$$P_n'(\sin \varphi) = \sin \varphi P_{n-1}'(\sin \varphi) + n P_{n-1}(\sin \varphi); \tag{21}$$

$$\frac{P_1^1(\sin \varphi)}{\cos \varphi} = 1; \tag{22}$$

$$P_1'(\sin \varphi) = 1; \tag{23}$$

$$\begin{aligned} P_n^{m'}(\sin \varphi) \cos \varphi = & (n+1) \sin \varphi \frac{P_n^m(\sin \varphi)}{\cos \varphi} - \\ & - (n+m-1) \frac{P_{n+1}^m(\sin \varphi)}{\cos \varphi}; \tag{24} \end{aligned}$$

$$\cos \varphi = \frac{\sqrt{x^2 + y^2}}{r}; \tag{25}$$

$$\sin \varphi = \frac{z}{r}; \tag{26}$$

$$\cos \lambda = \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}}; \tag{27}$$

$$\sin \lambda = \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}}; \tag{28}$$

$$\cos(m\lambda) = \cos([m-1]\lambda) \cos \lambda - \tag{29}$$

$$- \sin([m-1]\lambda) \sin \lambda;$$

$$\sin(m\lambda) = \sin([m-1]\lambda) \cos \lambda + \tag{30}$$

$$+ \cos([m-1]\lambda) \sin \lambda;$$

$$x = x_i \cos s + y_i \sin s; \tag{31}$$

$$y = -x_i \sin s + y_i \cos s; \tag{32}$$

$$z = z_i; \tag{33}$$

$$s = s_0 + 1,0027378119 \Omega_0 t; \tag{34}$$

$$x_i = r(\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i); \tag{35}$$

$$y_i = r(\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i); \tag{36}$$

$$z_i = r \sin u \sin i; \tag{37}$$

$$S_2 = -S_b \rho v v_s; \tag{38}$$

$$T_2 = -S_b \rho v v_T; \quad (39)$$

$$W_2 = -S_b \rho v v_W; \quad (40)$$

$$v = \sqrt{v_S^2 + v_T^2 + v_W^2}; \quad (41)$$

$$v_S = v_r; \quad (42)$$

$$v_T = v_n - \Omega_0 r \cos i; \quad (43)$$

$$v_W = \Omega_0 r \cos u \sin i; \quad (44)$$

$$v_r = \sqrt{\frac{\mu_0}{p}} (q \sin u - l \cos u); \quad (45)$$

$$v_n = \sqrt{\frac{\mu_0}{p}} R; \quad (46)$$

$$h = r - \frac{\bar{a}_3 \sqrt{1 - \bar{e}_3^2}}{\sqrt{1 - \bar{e}_3^2 \cos^2 \varphi}}; \quad (47)$$

$$\rho = A_j \exp \left[k_{1j} (h - h_j)^2 - k_{2j} (h - h_j) \right], \quad (48)$$

де

Ω , i , p , u , q , l – елементи орбіти КА: довгота висхідного вузла, нахил, фокальний параметр, аргумент широти та лапласові елементи відповідно;

$S_{(1,2)}$, $T_{(1,2)}$, $W_{(1,2)}$ – проекції збурювального прискорення в орбітальній системі координат (індекси: 1 – за рахунок нецентральної та аномалій сили притягання Землі, 2 – за рахунок аеродинамічної сили лобового опору);

U_n – потенціал Земного притягання;

$\Omega_0 = 0,7292115805 \cdot 10^{-4}$ рад/с – кутова швидкість обертання Землі навколо власної осі; μ_0 – гравітаційний параметр Землі;

$\mu_0 = 3,986 \cdot 10^5$ км³/с²;

r_0 – середній екваторіальний радіус Землі;

$r_0 = 6378,388$ км;

r , φ , λ – геоцентричний радіус, широта та довгота КА у ГСК;

$P_n(\sin \varphi)$, $P'_n(\sin \varphi)$, $P_n^m(\sin \varphi)$, $P_n^{m/l}(\sin \varphi)$ – поліноми Лежандра, їх похідні та приєднані сферичні функції і їх похідні відповідно;

N – номер старшого члена ряду розкладу геопотенціалу в ряд за сферичними функціями (для поля до $N \times N$ гармонік);

C_{n0} , C_{nm} , d_{nm} – безрозмірні сталі, що характеризують форму та гравітаційне поле Землі;

x_i , y_i , z_i , x , y , z – координати КА у інерціальній прямокутній системі координат (ІСК) та ГСК відповідно;

s , s_0 – зоряний час та зоряний час у середню гринвіцьку північ для заданої дати;

v – модуль вектора відносної швидкості КА; v_r , v_n – радіальна та нормальна складові вектора швидкості КА відповідно;

v_S , v_T , v_W – проекції вектора відносної швидкості КА в орбітальній системі координат;

S_b – балістичний коефіцієнт;

h – висота КА над поверхнею Землі;

\bar{a}_3 – велика піввісь загального земного еліпсоїда;

$\bar{a}_3 = 6378,136$ км;

\bar{e}_3 – перший ексцентриситет загального земного еліпсоїда;

$\bar{e}_3 = 0,081819221$;

ρ – густина повітря;

h_j , A_j , k_{1j} , k_{2j} – сталі, що характеризують густину повітря для i -го шару.

У наведеній моделі руху КА (3)–(48) використана:

– модель гравітаційного поля Землі, яка враховує полярне стиснення Землі та поле $N \times N$ гармонік розкладу у ряд за сферичними функціями (13)–(15) [1];

– статична модель атмосфери відповідно до ГОСТ-4401-64 – залежність (48) [1].

У вітчизняній практиці БНЗ найбільше поширена модель поля до 8×8 гармонік [2].

Прогнозування руху КА виконують інтегруванням диференціального рівняння руху КА (3)–(48).

Для побудови обчислювальної схеми для прогнозування руху КА методом ДТ-перетворень (аналогічно числовим скінченно-різницеvim методам інтегрування) необхідно ввести на часовому інтервалі прогнозу

$$t_{\text{поч}} = t_0 \leq t \leq t_{\text{кін}}$$

сітку ω_i з кроком $H_i = t_{i+1} - t_i$ і вузлами $t_i \in \omega$, [5] та задати початкові умови (ПУ) руху КА:

$$\begin{aligned} \Omega(t_0) &= \Omega_0, \quad i(t_0) = i_0, \quad p(t_0) = p_0, \\ q(t_0) &= q_0, \quad l(t_0) = l_0, \quad u(t_0) = u_0. \end{aligned} \quad (49)$$

Розглянемо етапи розв'язування задачі побудови обчислювальної схеми прогнозування руху КА методом ДТ-перетворень.

1. Пряме перетворення – перехід з області оригіналів в область Т-спектрів, тобто застосування на сітці ω_i до виразів (3)–(48) прямого перетворення з виразу (1):

$$i(0)=i(t_i), p(0)=p(t_i), q(0)=q(t_i), l(0)=l(t_i);$$

$$\Omega(0)=\Omega(t_i), u(0)=u(t_i), H_i=t_{i+1}-t_i;$$

$$\Omega(k+1)=\frac{H_i}{k+1} \frac{p^{\frac{1}{2}}(k)}{\sqrt{\mu_0}} * \left| \frac{W(k)}{R(k)} \right| * \left| \frac{s_u(k)}{s_i(k)} \right|;$$

$$i(k+1)=\frac{H_i}{k+1} \frac{p^{\frac{1}{2}}(k)}{\sqrt{\mu_0}} * \left| \frac{W(k)}{R(k)} \right| * c_u(k);$$

$$p(k+1)=2 \frac{H_i}{k+1} \frac{p^{\frac{1}{2}}(k)}{\sqrt{\mu_0}} * T(k) * r(k);$$

$$q(k+1)=\frac{H_i}{k+1} \frac{p^{\frac{1}{2}}(k)}{\sqrt{\mu_0}} * (S(k) * s_u(k) + \left[\left| \frac{q(k)+c_u(k)}{R(k)} \right| + c_u(k) \right] * T(k) + \left| \frac{W(k)}{R(k)} \right| * l(k) * s_u(k) * \left| \frac{c_i(k)}{s_i(k)} \right|);$$

$$l(k+1)=\frac{H_i}{k+1} \frac{p^{\frac{1}{2}}(k)}{\sqrt{\mu_0}} * (-S(k) * c_u(k) + \left[\left| \frac{l(k)+s_u(k)}{R(k)} \right| + s_u(k) \right] * T(k) - \left| \frac{W(k)}{R(k)} \right| * q(k) * s_u(k) * \left| \frac{c_i(k)}{s_i(k)} \right|);$$

$$u(k+1)=\frac{H_i}{k+1} \sqrt{\mu_0} \left| \frac{R^2(k)}{p^{\frac{1}{2}}(k)} \right| * \left| \frac{V(k)}{p(k)} \right|;$$

$$R(k) = \mathfrak{B}(k) + q(k) * c_u(k) + l(k) * s_u(k); \quad (50)$$

$$r(k) = \left| \frac{p(k)}{R(k)} \right|; \quad (51)$$

$$R^2(k) = R(k) * R(k); \quad (52)$$

$$S(k) = S_1(k) + S_2(k); \quad (53)$$

$$T(k) = T_1(k) + T_2(k); \quad (54)$$

$$W(k) = W_1(k) + W_2(k); \quad (55)$$

$$\mathcal{V}(k) = \mathfrak{B}(k) - \frac{1}{\mu_0} \left| \frac{p^2(k)}{R^3(k)} \right| * W(k) * s_u(k) * \left| \frac{c_i(k)}{s_i(k)} \right|; \quad (56)$$

$$R^3(k) = R(k)^2 * R(k); \quad (57)$$

$$s_{\Omega}(k) = \underline{\sin}[\Omega(k)] \dots c_{\Omega}(k) = \underline{\cos}[\Omega(k)]; \quad (58)$$

$$s_i(k) = \underline{\sin}[i(k)] \dots c_i(k) = \underline{\cos}[i(k)]; \quad (59)$$

$$s_u(k) = \underline{\sin}[u(k)] \dots c_u(k) = \underline{\cos}[u(k)]; \quad (60)$$

$$S_1 = b_r(k); \quad (61)$$

$$T_1(k) = b_{\varphi}(k) * \left| \frac{c_u(k)}{c_{\varphi}(k)} \right| * s_i(k) + b_{\lambda}(k) * \left| \frac{c_i(k)}{c_{\varphi}(k)} \right|; \quad (62)$$

$$W_1(k) = b_{\varphi}(k) * \left| \frac{c_i(k)}{c_{\varphi}(k)} \right| - b_{\lambda}(k) * \left| \frac{c_u(k)}{s_{\varphi}(k)} \right| * s_i(k); \quad (63)$$

$$b_r(k) = \left| \frac{M_0 \mathfrak{B}(k)}{r^2(k)} \right| * \left(\mathfrak{B}(k) + \sum_{n=2}^N (n+1) C_{n0} r_r^n(k) * P_n(k) + \sum_{n=2}^N \sum_{m=1}^n \left\{ (n+1) r_r^n(k) * P_n^m(k) * c_{\varphi}(k) * [C_{nm} c_{m\Omega}(k) + d_{nm} s_{m\Omega}(k)] \right\} \right); \quad (64)$$

$$b_{\varphi}(k) = \left| \frac{M_0 \mathfrak{B}(k)}{r^2(k)} \right| * \left(\sum_{n=2}^N C_{n0} r_r^n(k) * P_n'(k) + \sum_{n=2}^N \sum_{m=1}^n \left\{ r_r^n(k) * P_n^{m'}(k) * [C_{nm} c_{m\Omega}(k) + d_{nm} s_{m\Omega}(k)] \right\} \right); \quad (65)$$

$$b_{\Omega}(k) = \left| \frac{M_0 \mathfrak{B}(k)}{r^2(k)} \right| * \sum_{n=2}^N \sum_{m=1}^n \left\{ m r_r^n(k) * P_n^m(k) * [-C_{nm} s_{m\Omega}(k) + d_{nm} c_{m\Omega}(k)] \right\}; \quad (66)$$

$$r_r^n(k) = r_r^{n-1}(k) * r_r(k); \quad (67)$$

$$r_r(k) = \left| \frac{r_0 \mathfrak{B}(k)}{r(k)} \right|; \quad (68)$$

$$r^2(k) = r(k) * r(k); \quad (69)$$

$$P_n(k) = \frac{1}{n} \times \left[-(n-1) P_{n-2}(k) + (2n-1) s_{\varphi}(k) * P_{n-1}(k) \right]; \quad (70)$$

$$P_0(k) = \mathfrak{B}(k); \quad (71)$$

$$P_1(k) = s_\varphi(k); \tag{73}$$

$$P_m^m(k) = (2m-1)P_{m-1}^{m-1}(k) * c_\varphi(k); \tag{74}$$

$$P_1^1(k) = \mathfrak{b}(k); \tag{75}$$

$$P_n^m(k) = \frac{1}{n-m} \times \left[-(n+m-1)P_{n-2}^m(k) + (2n-1)s_\varphi(k) * P_{n-2}^m(k) \right]; \tag{76}$$

$$P_n'(k) = s_\varphi(k) * P_{n-1}'(k) + nP_{n-1}(k); \tag{77}$$

$$P_1'(k) = \mathfrak{b}(k); \tag{78}$$

$$P_n^{m'}(k) = (n+1)s_\varphi(k) * P_n^m(k) - (n+m-1)P_{n+1}^m(k); \tag{79}$$

$$c_\varphi(k) = \left| \frac{r_{xy}(k)}{r(k)} \right|; \tag{80}$$

$$s_\varphi(k) = \left| \frac{z(k)}{r(k)} \right|; \tag{81}$$

$$s_{m\lambda}(k) = s_{(m-1)\lambda}(k) * c_\lambda(k) + c_{(m-1)\lambda}(k) * s_\lambda(k); \tag{82}$$

$$s_\lambda(k) = \left| \frac{y(k)}{r_{xy}(k)} \right|; \tag{83}$$

$$c_{m\lambda}(k) = c_{(m-1)\lambda}(k) * c_\lambda(k) - s_{(m-1)\lambda}(k) * s_\lambda(k); \tag{84}$$

$$c_\lambda(k) = \left| \frac{x(k)}{r_{xy}(k)} \right|; \tag{85}$$

$$r_{xy}^2(k) = x(k) * x(k) + y(k) * y(k); \tag{86}$$

$$r_{xy}(k) = r_{xy}^{\frac{2}{\sqrt{2}}}(k); \tag{87}$$

$$x(k) = x_i(k) * c_s(k) + y_i(k) * s_s(k); \tag{88}$$

$$y(k) = -x_i(k) * s_s(k) + y_i(k) * c_s(k); \tag{89}$$

$$z(k) = z_i(k); \tag{90}$$

$$s_s(k) = \frac{(\Omega_0 H_i)^k}{k!} \times \sin \left[\frac{\pi k}{2} + s_0 + 1,0027378119 \Omega_0 t_i \right]; \tag{91}$$

$$c_s(k) = \frac{(\Omega_0 H_i)^k}{k!} \times \cos \left[\frac{\pi k}{2} + s_0 + 1,0027378119 \Omega_0 t_i \right]; \tag{92}$$

$$x_i(k) = r(k) * \left[c_\Omega(k) * c_u(k) - s_\Omega(k) * s_u(k) * c_i(k) \right]; \tag{93}$$

$$y_i(k) = r(k) * \left[s_W(k) * c_u(k) + c_W(k) * s_u(k) * c_i(k) \right]; \tag{94}$$

$$z_i(k) = r(k) * s_u(k) * s_i(k); \tag{95}$$

$$S_2(k) = -S_b \rho(k) * v(k) * v_s(k); \tag{96}$$

$$T_2(k) = -S_b \rho(k) * v(k) * v_T(k); \tag{97}$$

$$W_2(k) = -S_b \rho(k) * v(k) * v_W(k); \tag{98}$$

$$v(k) = v^{\frac{2}{\sqrt{2}}}(k); \tag{99}$$

$$v^2(k) = v_s(k) * v_s(k) + v_T(k) * v_T(k) + v_W(k) * v_W(k); \tag{100}$$

$$v_s(k) = v_r(k); \tag{101}$$

$$v_T(k) = v_n(k) - \Omega_0 r(k) * c_i(k); \tag{102}$$

$$v_W(k) = \Omega_0 r(k) * c_u(k) * s_i(k); \tag{103}$$

$$v_r(k) = \sqrt{|\mu_0|} \left| \frac{q(k) * s_u(k) - l(k) * c_u(k)}{p^{\frac{1}{\sqrt{2}}}(k)} \right|; \tag{104}$$

$$v_n(k) = \sqrt{|\mu_0|} \left| \frac{R(k)}{p^{\frac{1}{\sqrt{2}}}(k)} \right|; \tag{105}$$

$$\rho(k) = A_i \exp[f(k)]; \tag{106}$$

$$f(k) = k_{i1} [h(k) - h_i \mathfrak{b}(k)] * [h(k) - h_i \mathfrak{b}(k)] - k_{2i} [h(k) - h_i \mathfrak{b}(k)]; \tag{107}$$

$$h(k) = r(k) - \left| \frac{\bar{a}_3 \sqrt{1 - \bar{e}_3^2} \mathfrak{b}(k)}{d^{\frac{2}{\sqrt{2}}}(k)} \right|; \tag{108}$$

$$d^2(k) = \mathfrak{b}(k) - \bar{e}_3^2 c_\varphi(k) * c_\varphi(k), \tag{109}$$

Таблиця 1

Відповідність оригіналів з виразів (3)-(48) та позначень для їх ДТ-зображень для виразів (50)-(110)

Функція	Позначення			
Оригінал Зображення	Ω $\Omega(k)$	i $i(k)$	p $p(k)$	q $q(k)$
Оригінал Зображення	l $l(k)$	u $u(k)$	$S_{(1,2)}$ $S_{(1,2)}(k)$	$T_{(1,2)}$ $T_{(1,2)}(k)$
Оригінал Зображення	\sqrt{p} $p^{\frac{1}{2}}(k)$	r $r(k)$	R $R(k)$	$W_{(1,2)}$ $W_{(1,2)}(k)$
Оригінал Зображення	$\left(\frac{r_0}{r}\right)^n$ $r_r^n(k)$	$\frac{1}{\gamma^*}$ $\gamma(k)$	tgi $\left \frac{s_i(k)}{c_i(k)}\right $	
Оригінал Зображення	$\frac{\partial U_n}{\partial r}$ $b_r(k)$	$\frac{1}{r} \frac{\partial U_n}{\partial \phi}$ $b_\phi(k)$	$\frac{1}{r \cos \phi} \frac{\partial U_n}{\partial \lambda}$ $b_\lambda(k)$	
Оригінал Зображення	$P_n(\sin \phi)$ $P_n(k)$		$\frac{P_n^m(\sin \phi)}{\cos \phi}$ $P_n^m(k)$	
Оригінал Зображення	$P'_n(\sin \phi)$ $P'_n(k)$		$P_n^{m'}(\sin \phi) \cos \phi$ $P_n^{m'}(k)$	
Оригінал Зображення	x $x(k)$	y $y(k)$	z $z(k)$	x_i $x_i(k)$
Оригінал Зображення	y_i $y_i(k)$	z_i $z_i(k)$	$\sin s$ $s_s(k)$	$\cos s$ $c_s(k)$
Оригінал Зображення	$\sin \phi$ $s_\phi(k)$	$\cos \phi$ $c_\phi(k)$	$\sin(m\lambda)$ $s_{m\lambda}(k)$	$\cos(m\lambda)$ $c_{m\lambda}(k)$
Оригінал Зображення	v $v(k)$	v_s $v_s(k)$	v_T $v_T(k)$	v_W $v_W(k)$
Оригінал Зображення	v_r $v_r(k)$	v_n $v_n(k)$	h $h(k)$	ρ $\rho(k)$
Оригінал Зображення	$\sqrt{x^2 + y^2}$ $r_{xy}(k)$		$\sqrt{1 - e_3^{-2} \cos^2 \phi}$ $d(k)$	
Оригінал Зображення	$k_{1j}(h - h_j)^2 - k_{2j}(h - h_j)$ $f(k)$			

де $\delta(k)$ – тейлорівська одиниця, «теда»:

$$\delta(k) = \begin{cases} 1, & \text{якщо } k = 0 \\ 0, & \text{якщо } k > 0; \end{cases}$$

* – для області ДТ-зображень операція добутку в області оригіналів, наприклад, для оригіналів $z(t) = x(t)y(t)$:

$$z(k) = x(k) * y(k) = \sum_{g=0}^k x(k-g)y(g);$$

$\left| - \right|$ – для області ДТ-зображень операція ділення в області оригіналів, наприклад, для оригіналів $z(t) = x(t)/y(t)$:

$$z(k) = \left| \frac{x(k)}{y(k)} \right| = \frac{x(k) - \sum_{g=1}^k z(k-g)y(g)}{y(0)};$$

$\frac{1}{2}$ – для області ДТ-зображень операція взяття квадратного кореня в області оригіналів, наприклад, для оригіналів $z(t) = \sqrt{x(t)}$:

$$z(k) = x^{\frac{1}{2}}(k) = \frac{1}{2} \frac{x(k) - \sum_{g=1}^{k-1} z(k-g)x(g)}{z(0)},$$

якщо $z(0) = \sqrt{x(0)}$;

$\underline{2}, \underline{3}$, – для області ДТ-зображень операція возведення у ступінь в області оригіналів;

$\underline{\sin}[\]$, $\underline{\cos}[\]$ – для області ДТ-зображень операція взяття синуса та косинуса відповідно в області оригіналів, наприклад, для оригіналів $s_x(t) = \sin[x(t)]$ та $c_x(t) = \cos[x(t)]$:

$$\begin{cases} s_x(k) = \underline{\sin}[x(k)] = \sum_{g=0}^k \frac{g+1}{k} z(k-g-1)c_x(g+1), \\ \text{якщо } s_x(0) = \sin[x(0)] \\ c_x(k) = \underline{\cos}[x(k)] = -\sum_{g=0}^{k-1} \frac{g+1}{k} z(k-g-1)s_x(g+1), \\ \text{якщо } c_x(0) = \cos[x(0)] \end{cases}$$

$\underline{\exp}[\]$ – для області ДТ-зображень операція взяття експоненціальної функції в області оригіналів, наприклад, для оригіналів $z(t) = A \exp[x(t)]$:

$$z(k) = A \underline{\exp}[x(k)] = A \sum_{g=0}^{k-1} \frac{g+1}{k} z(k-g-1)x(g+1),$$

якщо $z(0) = A \exp[x(0)]$.

Відповідність функцій (оригіналів) та їх ДТ-зображень наведена у табл. 1.

Пряме перетворення рівнянь (50)–(109) являє собою систему рекурентних рівнянь відносно Т-дискрет для моделі (3)–(48). Із цієї системи можна послідовно визначити значення дискрет ДТ-спектра, для $k = 0 \dots k_{\max}$, задаючи величину цілочислового аргументу k починаючи з $k=0$ до $(k_{\max} - 1)$.

2. Обернене перетворення – відновлення отриманого ДТ-спектра в область оригіналів, тобто отримання на сітці ω_i на основі оберненого перетворення рівняння (2) апроксимації траєкторії КА у ГСК у вигляді k_{\max} -ї часткової суми відрізка ряду Тейлора

$$\left\{ \begin{array}{l} \Omega(t_{i+1}) = \sum_{k=0}^{k_{\max}} \Omega(k); \\ i(t_{i+1}) = \sum_{k=0}^{k_{\max}} i(k); \\ p(t_{i+1}) = \sum_{k=0}^{k_{\max}} p(k); \\ q(t_{i+1}) = \sum_{k=0}^{k_{\max}} q(k); \\ l(t_{i+1}) = \sum_{k=0}^{k_{\max}} l(k); \\ u(t_{i+1}) = \sum_{k=0}^{k_{\max}} u(k), \end{array} \right. \quad (110)$$

де

k_{\max} – номер старшої ДТ-дискрети, що враховується при відновленні.

Пряме та обернене ДТ-перетворення у рівняннях (50)–(110) визначають обчислювальну схему інтегрування диференціального рівняння руху КА (3)–(48). Ця схема дозволяє послідовно (починаючи з $i=0$ при ПУ (49)) виконати прогнозування руху КА в оскулювальних елементах – визначити у вузлах ω_i значення функції, що приймається за наближення значення прогнозованого положення КА.

Для перевірки працездатності запропонованої числово-аналітичної обчислювальної схеми прогнозування руху КА та оцінювання її ефективності для проведення

довгострокового прогнозування руху КА (до 14 діб) у середовищі Delphi було розроблено процедуру для прогнозування руху КА, що реалізує запропонований підхід.

За допомогою розробленої процедури проведено прогнозування руху КА з параметрами орбіти, близькими до вітчизняного КА дистанційного зондування Землі «Сич-1» ($h_{ka} \approx 600$ км, $e \leq 0,01$, $S_b = 0,06$).

У моделі руху КА задано поле до 8×8 гармонік розкладу геопотенціалу Землі у ряд за сферичними функціями відповідно до праці [1], а при врахуванні сили аеродинамічного опору атмосфери використано її статичну модель відповідно до ГОСТ-4401–64.

Результати порівняння прогнозування руху КА (табл. 2) на основі запропонованої обчислювальної схеми (48)–(110) та за допомогою програми ЕА 100 «Прогнозування параметрів руху КА» (ЕА 100 є програмною компонентою штатного ПК БНЗ «Навігатор») [2].

Таблиця 2

Максимальні значення модуля відхилення між прогнозованим положенням КА

Модуль відхилення	Часовий інтервал прогнозу, д		
	3	7	14
За положенням КА, км	0,007070	0,010236	0,014339
За швидкістю КА, км/с	0,000007	0,000010	0,000015

Для прогнозування параметрів руху КА крок інтегрування методом Адамса встановлено 100 с.

Для проведення прогнозування руху КА використовували обчислювальну схему (50)–(110), з характеристиками, які забезпечували однакову точність прогнозування та становили:

$H_i = 40$ с для $k_{\max} = 4$;

$H_i = 400$ с для $k_{\max} = 8$;

$H_i = 700$ с для $k_{\max} = 12$;

$H_i = 800$ с для $k_{\max} = 20$,

де

k_{\max} – максимальний номер Т-дискрети, що враховується при відновленні.

Висновки

Наведені результати доводять адекватність розробленої моделі руху КА. Обчислювальна схема (50)–(100) дозволяє проводити прогнозування руху КА з точністю, не меншою за точність штатної моделі руху КА. Запропонована обчислювальна схема є однокроковою. Відомо, що саме однокрокові схеми найбільш ефективні, але проведення прогнозування руху КА зі змінним кроком та порядком [5]. Наведені результати ілюструють можливість варіювання характеристиками запропонованої схеми – величиною кроку та порядком при прогнозуванні руху КА. Розроблена обчислювальна схема, виходячи з властивостей ДТ-перетворень, дозволяє отримувати не сіткову, а кусково-визначену на підвідрізках між вузлами сітки функцію, що дає змогу проводити прогнозування без прив'язки до заданої сітки (якщо є така потреба) і застосування процедури інтерполяції.

Література

1. Мамон В.А. Баллистическое обеспечение космических полетов / В.А. Мамон, В.И. Половников, С.К. Слезкинский. – Л.: ВИКК им. А.Ф. Можайского, 1990.
2. Космический аппарат «Сич-1»: Положение по баллистико-навигационному обеспечению полёта космического аппарата. – «Сич-1» 39.5072.114 ПЛ. – 9 с.
3. Ковбасюк С.В. Прогнозирование неуправляемого движения космического аппарата методом дифференциальных преобразований / С.В. Ковбасюк, М.Ю. Ракушев // Двойные технологии. – 2003. – № 4. – С. 16–20.
4. Пухов Г.Е. Дифференциальные преобразования и математическое моделирование физических процессов / Г.Е. Пухов. – К.: Наук. думка, 1986. – 159 с.
5. Холл Дж. Современные численные методы решения обыкновенных дифференциальных уравнений / Дж. Холл, Дж. Уатт. – М.: Мир, 1979. – 321 с.

Стаття надійшла до редакції 04.06.09.

УДК 656.7.086 (045)

О.М. Тачиніна, к.т.н., доц.

АЛГОРИТМ ФОРМУВАННЯ РЕКОМЕНДАЦІЙНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ЕКІПАЖУ В УМОВАХ РОЗВИТКУ ОСОБЛИВОЇ СИТУАЦІЇ У ПОЛЬОТІ

Запропоновано алгоритм формування рекомендаційної інформації екіпажу в умовах розвитку особливої ситуації у польоті.

The algorithm of generation of advisory information for flight crew during evolution of abnormal situation in flight is proposed.

багатофункціональний індикатор, база знань, лінгвістична змінна, особлива ситуація в польоті

Вступ

Світовий досвід експлуатації повітряних суден (ПС) показує, що головним завданням у розвитку сучасного авіаційного транспорту є забезпечення безпеки польотів.

Постановка завдання

За даними Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) основними причинами авіаційних подій (близько 70 %) є помилки екіпажу [1].

Більшість авіаційних подій пов'язана з невчасними і неправильними діями екіпажу. Розвиток особливої ситуації (ОС) має швидкоплинний характер, і екіпаж не завжди має час для парирования або стабілізації розвитку ситуації, що склалася. У зв'язку з цим доцільно знати шляхи скорочення часу, потрібного екіпажу на усунення розвитку позаштатної ситуації або запобігання переходу її з аварійної в катастрофічну.

Інформаційна система

Одним з напрямів скорочення часу потрібно пілоту на усунення або стабілізацію розвитку типової ОС може стати застосування інформаційної системи, яка б надавала рекомендації екіпажу.

Аналіз інформації, що поступає екіпажу під час виникнення позаштатних ситуацій, показав, що існуюча сигналізація має звукову і світлосигнальну форму, яка носить попереджувальний характер.

Мета статті – виведення рекомендаційної інформації до дій, що підказують екіпажу, яку з можливих альтернатив він повинен використовувати в ситуації, що склалася.

Для вирішення цього завдання в роботі передбачається застосування математичного апарату з використанням регулятора, принцип дії якого оснований на нечіткій логіці.

Основна перевага нечіткої логіки в тому, що вона дозволяє використовувати засоби природної мови для формування рекомендаційної інформації екіпажу в польоті.

Особливість застосування нечіткого регулятора (НР) полягає в тому, що правила нечіткого формування рекомендаційної інформації, будучи умовними висловлюваннями типу «якщо..., то..., інакше – погіршення розвитку ОС», є логічними.

Застосування такого регулятора дозволить реалізувати попередній позитивний досвід дій екіпажів в аналогічних ситуаціях у вигляді алгоритму «якщо..., то..., інакше – погіршення розвитку ОС» під час формування рекомендацій, направлених на парировання розвитку аналогічних ОС.

Основною передумовою застосування в інформаційній системі нечіткого регулятора є можливість розглядати параметри ОС та керуючі дії екіпажу як лінгвістичні змінні, які оцінюються термами (засоби природної мови).

Кожний терм розглядається як нечітка множина та формалізується за допомогою функції належності $\mu^T(x)$.

Функція $\mu^T(x)$ визначає степінь належності елемента x (лінгвістичної змінної) до нечіткої множини T (терм) у числовому значенні у межах $[1; 0]$. Нечітка множина повністю описується її функцією належності. Далі відбувається перехід від кінцевого значення функції належності до конкретної інформації, яку подають у вигляді підказок екіпажу.

Принцип формування рекомендаційної інформації розглянемо на прикладі структурної схеми штурвального режиму керування для повздовжнього каналу з НР (рис. 1).

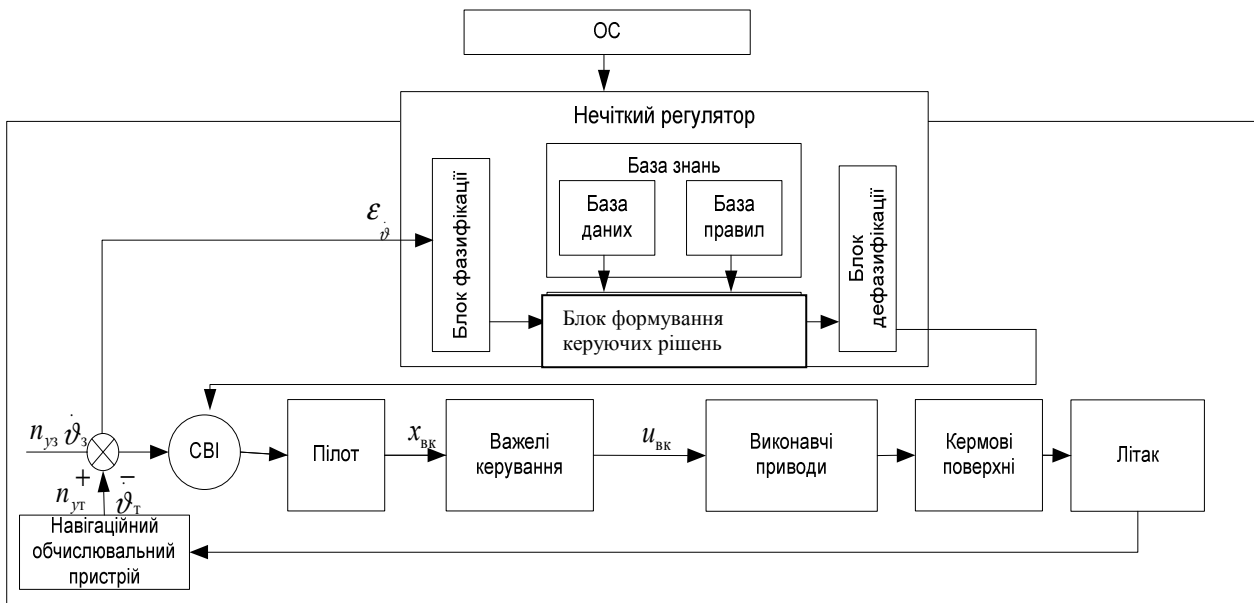


Рис. 1. Структурна схема штурвального режиму керування для поздовжнього каналу з нечітким регулятором:

$v_з$ – задане значення кутової швидкості;

$v_ф$ – фактичне значення кутової швидкості;

$n_з$ – задане значення перевантаження;

$n_ф$ – фактичне значення перевантаження;

$x_{вк}$ – керуючий вплив, що здійснює екіпаж

Для цього за вхідні лінгвістичні змінні беруть похибки неузгодженості за кутом тангажа

ε_ϑ та його похідної $\dot{\varepsilon}_\vartheta$, а за вихідні лінгвістичні змінні – значення керуючого впливу $\Delta\delta_{кв}$ (керма висоти), яке у вигляді рекомендації поступатиме на багатофункціональний індикатор (БФІ).

Алгоритм роботи нечіткого регулятора пояснимо так.

Поточне значення похідної кута тангажа $\dot{\vartheta}_т$ порівнюється з її заданим значенням $\dot{\vartheta}_з$, неузгодженість ε_ϑ надходить у блок фазифікації для перетворення її поточного значення в її лінгвістичне значення. Нечітка величина ε^* надходить у головний елемент нечіткого регулятора – базу знань.

Базу знань НР пропонують формувати на основі алгоритму у вигляді «якщо..., то..., інакше – погіршення розвитку ОС». Кожне керуюче правило (КП) – фрагмент знань і виглядає «умова–дія».

Це правило в базі знань подано в такий спосіб:

– якщо ε буде ε^* , то u буде u^* , інакше – погіршення розвитку ОС;

– якщо ε буде ε^{**} , то u буде u^{**} , інакше – погіршення розвитку ОС;

– якщо ε буде ε^{***} , то u буде u^{***} , інакше – погіршення розвитку ОС (ε, u – похідна похибки неузгодженості, керування по каналу тангажа, $\varepsilon^*, \varepsilon^{**}, \varepsilon^{***}, u^*, u^{**}, u^{***}$ – їх лінгвістичні оцінки).

Блок дефазифікації здійснює перетворення лінгвістичних значень u^*, u^{**}, u^{***} у їх чіткі числові значення $u_{1\vartheta}^*, u_{2\vartheta}^{**}, u_{3\vartheta}^{***}$. Знайдене чітке значення керуючого впливу, буде надходити на БФІ.

Лінгвістичні правила керування не можуть бути реалізовані на сучасних ПК. Для формалізації лінгвістичних правил керування пропонують описати зазначені причинно-наслідкові зв'язки природною мовою з застосуванням теорії нечітких множин і лінгвістичних змінних та з урахуванням позитивного попереднього досвіду дій інших екіпажів в аналогічних ситуаціях, отриманих у результаті застосування когнітивного моделювання.

Для цього подамо систему «літак–екіпаж–середовище» в ОС як об’єкт із n входами й одним виходом [2]

$$p = f(m_1, m_2, \dots, m_n), \quad (1)$$

де

p – вихідна змінна;

m_1, m_2, \dots, m_n – вхідні змінні.

Змінні m_1, m_2, \dots, m_n і p є кількісними, тому передбачаються відомими межі їх зміни :

$$M_i = [m_{i \min}, m_{i \max}], i = \overline{1, n};$$

$$P = [p_{\min}, p_{\max}],$$

де

$m_{i \min} (m_{i \max})$ $p_{\min} (p_{\max})$ – мінімальне (максимальне) значення вхідної й вихідної змінних.

Завдання полягає у тому, щоб для вектора $M^* = [m_1^*, m_2^*, \dots, m_n^*]$ фіксованих значень вхідних змінних $m_i^* \in M_i, i = \overline{1, n}$ заданої системи «літак – екіпаж – середовище» визначити необхідний керуючий вплив $p^* \in P$, тобто чітке значення регульованої величини, що подається на БФІ.

Для оцінки лінгвістичних змінних $m_i, i = \overline{1, n}$ і p використовувались нечіткі множини: $S_i = [s_i^1, s_i^2, \dots, s_i^l]$ – нечітка множина змінної $m_i, i = \overline{1, n}$; $V = [v_1, v_2, \dots, v_r]$ – нечітка множина змінної p .

Ці нечіткі множини S_i^q й v_j будуть визначатись співвідношеннями:

$$s_i^q = \int_{m_{\min}}^{m_{\max}} \mu^{s_i^q}(m_i) / m_i; \quad (2)$$

$$v_j = \int_{p_{\min}}^{p_{\max}} \mu^{v_j}(p) / p, \quad (3)$$

де

$s_i^q(m_i)$ – функція належності вхідної змінної $m_i \in [m_{i \min}, m_{i \max}]$ множині $S_i^q \in S_i, q = \overline{1, l}, i = \overline{1, n}$;

$\mu^{v_j}(y)$ – функція належності вихідної змінної $p \in [p_{\min}, p_{\max}]$ рішенню $v_j \in V, j = \overline{1, r}$.

На підставі виразів (2), (3) співвідношення (1), що встановлює зв’язок між вхідними параметрами, які характеризують позаштатну ситуацію, що склалася, m_i і необхідним для запобігання розвитку ОС керуючим впливом p , формалізовано у вигляді системи нечітких логічних висловлень, які ґрунтуються на матриці знань, фрагмент якої наведено в табл. 1.

Таблиця 1

Матриця знань

Номер вхідної комбінації значень	Вхідні змінні				Вихідна змінна
	m_1	m_2	\dots m_i \dots	m_n	P
11	s_1^{11}	s_2^{11}	s_i^{11}	s_n^{11}	v_1
12	s_1^{12}	s_2^{12}	s_i^{12}	s_n^{12}	
...	
1 k_1	$s_1^{1k_1}$	$s_2^{1k_1}$	$s_i^{1k_1}$	$s_n^{1k_1}$	

Наявні експертні дані, подані у вигляді матриці знань, установлюють зв’язок між набором вхідних параметрів, що характеризують поточний стан системи «літак–екіпаж–середовище» в ОС $m_1 - m_n$, і відповідним набором станів системи необхідних керуючих впливів $v_j, j = \overline{1, r}$ у вигляді логічних висловлювань типу «якщо (склалася ситуація), то (для запобігання її розвитку необхідний певний керуючий вплив), інакше – погіршення розвитку ОС».

Розроблені матриці знань дозволяють формалізувати польотну інформацію з урахуванням поточного розвитку ОС у вигляді нечітких логічних висловлень, що зв’язують лінгвістичні змінні та вихідний керуючий вплив.

Задачу формування бази знань для видачі рекомендацій пропонують вирішити за допомогою когнітивного моделювання, яке базується на основі суб’єктивних уявлень експертів і аналітиків про ситуацію, що склалася, і можливі виходи з неї.

Під когнітивною картою розуміється суб’єктивна модель сприйняття ситуації у вигляді елементарних семантичних категорій, пов’язаних відповідними відносинами (рис. 2).

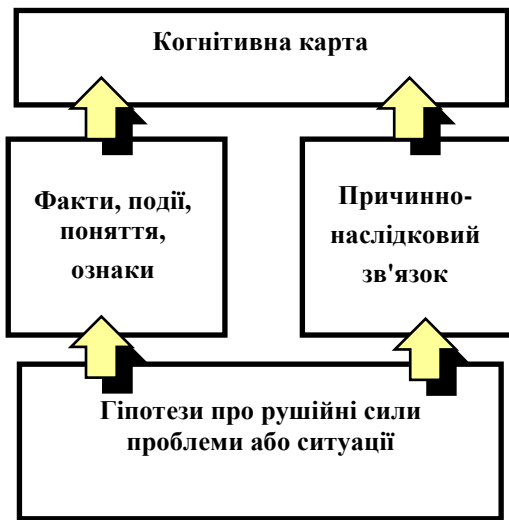


Рис. 2. Структура когнітивного моделювання

Як показує аналіз [1], існує декілька методів побудови когнітивних моделей:

- 1) когнітивну карту формує особа, яка приймає рішення (ОПР);
- 2) побудова когнітивної моделі (КМ) системними аналітиками та експертами або експертами-аналітиками в одній особі (у подальшому експертами) на базі вивчення документів;
- 3) побудова (КМ) на базі опитування групи експертів, які мають можливість оцінювати причинні зв'язки;
- 4) побудови КМ шляхом відкритих вибіркового опитів.

Аналіз цих методів дозволив виділити їх основні переваги і недоліки.

Перевага першого методу полягає в тому, що це найшвидший спосіб побудови КМ, а його недолік – залежність отриманих результатів від кваліфікації ОПР.

Другий метод має дві переваги: він зручний і дозволяє використовувати дані, які використовує ОПР. Проте вивчення документів експертами – процес досить складний і тривалий.

Переваги третього методу полягають у можливості агрегувати індивідуальні уявлення експертів у більшому діапазоні оцінок порівняно з оцінками, отриманими під час вивчення документів.

Четвертий метод можна використовувати для побудови КМ, які порівнюються. Його переваги полягають у наданні можливості дослідникові вести активний діалог з джерелом інформації.

Для досліджень обрали третій метод, що базується на опитуванні експертів, оскільки його можливості дозволяють використовувати апарат теорії нечітких множин [1], а також метод, заснований на обробці статистичних даних.

Значення лінгвістичних змінних пропонують описати згідно з якісною шкалою, яка сформульована в термінах теорії нечітких множин:

- НВ – негативне велике;
- НС – негативне середнє;
- НМ – негативне мале;
- НН – негативно близьке до нуля;
- БН – близьке до нуля;
- ПН – позитивно близьке до нуля;
- ПМ – позитивне мале;
- ПС – позитивне середнє;
- ПВ – позитивне велике.

Для визначення ступеня приналежності лінгвістичних змінних наведеним нечітким множинам, групі експертів запропонували оцінити ділянки

значень вхідних змінних ε_{ϑ} , $\dot{\varepsilon}_{\vartheta}$ та вихідної змінної $\Delta\delta_{\kappa\sigma}$. В анонімному індивідуальному опитуванні беруть участь 10 респондентів з високим рівнем авторитету, за спеціальністю – пілоти і пілоти-випробувачі.

Потім експертам запропонували ділянки значень лінгвістичних змінних: ε_{ϑ} похибки неузгодженості за кутом тангажа ϑ та її похідної $\dot{\varepsilon}_{\vartheta}$, а також керуючих впливів $\Delta\delta_{\kappa\sigma}$ описати згідно з наведеною якісною шкалою, яка сформульована в термінах теорії нечітких множин. Результати проведеного тестування для кожної з лінгвістичної змінної зведено в табл. 2.

Таблиця 2

База знань

Номер лі- нвістич- ної змінності	Значення неузгодженості		
	ε_{ϑ}	$\dot{\varepsilon}_{\vartheta}$	$\Delta\delta_{\kappa\sigma}$
1	НВ	НВ або НС	ПВ
2	НВ або НС	НМ	ПС
3	НМ	ПМ або Н	ПС
4	НН	ПВ або С	ПС
5	НН	НВ або С	НС
6	ПН або БН	НН	НН
7	ПН	НВ або С	ПС
8	ПН	ПВ або ПС	НС
9	ПМ	ПМ або НН	НС
10	ПВ або ПС	НМ	НС
11	ПВ	НВ або НС	НВ
12	НН	ПМ	ПМ
13	НН	НМ	НМ
14	ПН	ПМ	ПМ
15	ПН	ПМ	НМ

Далі експертам запропонували ділянки значень вхідних ε_{ϑ} , $\dot{\varepsilon}_{\vartheta}$ та вихідної змінної $\Delta\delta_{\kappa\sigma}$ описати відповідно до наведеної якісної шкали, що сформульована в термінах теорії нечітких множин. Результати опитування респондентів для змінної ε_{ϑ} зведено у табл. 3.

Таблиця 3

Відповідність меж значень лінгвістичної змінної ε_{ϑ} нечітким множинам

Нечітка множина	Ділянка значень ε_{ϑ}								
	-10--7	-7--5	-5--2-	-2--0	0	0-2	2-5	5-7	7-10
НВ	7	2	1						
НС		6	2	2					
НМ		2	6	2					
НН				8	2				
Н					10	1			
ПН					1	9			
ПМ						2	8		
ПС							3	7	
ПВ								2	8
k_j	7	10	9	12	13	12	11	9	8

Обробка отриманих даних відбувається з використанням матриці підказок, елементи якої визначаються за формулою [3]:

$$k_j = \sum_{i=1}^9 b_{ij}, j = \overline{1,9}.$$

Матриця підказок для ε_{ϑ} матиме вигляд $M_{\varepsilon_{\vartheta}} = \parallel 7 \ 10 \ 9 \ 12 \ 13 \ 12 \ 11 \ 9 \ 8 \parallel$.

З останнього рядка табл. 2 обираємо елемент з максимальним значенням:

$$k_{\max} = \max k_j = \max \{7;10;9;12;13;12;11;9;8\} = 13.$$

Далі за виразом

$$c_{ij} = \frac{b_{ij} k_{\max}}{k_j}, i = \overline{1,9}, j = \overline{1,9}$$

знаходимо зважені значення лінгвістичних змінних, за максимальними значеннями яких визначаємо ступені належності значень лінгвістичних змінних до нечітких множин:

$$\mu_{ij} = \frac{c_{ij}}{c_{i \max}}$$

Для ε_{ϑ} визначасмо максимальні значення за рядками таблиці $c_{i \max} = \max_j c_{ij}, i = \overline{1,9}, j = \overline{1,9}$

$$\begin{matrix} c_{1 \max} = 13; & c_{4 \max} = 8,6; & c_{7 \max} = 9,45 \\ c_{2 \max} = 7,8; & c_{5 \max} = 10; & c_{8 \max} = 10,1; \\ c_{3 \max} = 8,6; & c_{6 \max} = 9,75; & c_{9 \max} = 13. \end{matrix}$$

За отриманими ступенями належності μ_i лінгвістичної змінної ε_{ϑ} до нечіткої множини будемо функцію належності значень лінгвістичної змінної ε_{ϑ} (рис. 3).

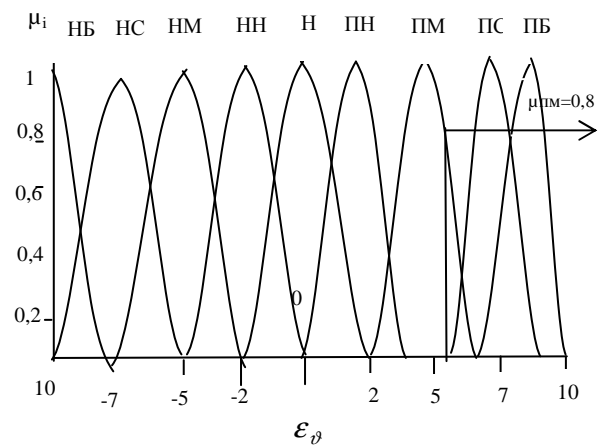


Рис. 3. Функції належності значень лінгвістичної змінної ε_{ϑ} нечітким множинам

Таким чином, принцип формування рекомендаційної інформації на основі розробленої бази знань (табл. 1) пояснимо таким чином: «якщо значення похибки неузгодженості за кутом тангажа $\varepsilon_{\vartheta} = 6$ відповідає нечіткій множині ПМ зі ступенем приналежності 0,8» і «Значення швидкості зміни похибки неузгодженості за кутом тангажа $\varepsilon_{\vartheta} = 3$ відповідає нечіткій множині ПМ зі ступенем приналежності 0,6 то «Необхідний НС керуючий вплив, що відповідає розташуванню штурвала «Від себе», інакше «Погіршення розвитку ОС».

У цьому випадку для лінгвістичної змінної $\Delta\delta_{\kappa\sigma}$ нечіткі множини НВ, НС, НМ, НН – відповідають розташуванню штурвала «Від себе», а нечіткі множини ПВ, ПС, ПМ, ПН – відповідають розташуванню штурвала «На себе».

Як рекомендаційну інформацію екіпажу пропонують виводити: інформацію про зміну визначального параметра та необхідний керуючий вплив. Оскільки

$$\Delta\vartheta = \Delta\alpha + \Delta\theta,$$

а зміна кута нахилу траєкторії, що характеризує довгоперіодичний поздовжній рух літака відбувається істотно повільніше, ніж зміна кута атаки, припустимо, що

$$\Delta\vartheta \approx \Delta\alpha.$$

На підставі цього припущення при виведенні рекомендацій екіпажу на БФІ пропонується виводити інформацію не про похибку неузгодженості за кутом тангажа, а інформацію про зміну кута атаки (рис. 4).

<p>Якщо $\Delta\alpha \uparrow$ То: Штурвал від себе Інакше: Звалювання</p>

Рис. 4. Приклад кадру виведення рекомендаційної інформації екіпажу на БФІ

Висновки

Запропонований алгоритм формування рекомендаційної інформації екіпажу в умовах розвитку ОС у польоті, заснований на позитивному попередньому досвіді експертів – пілотів, дозволяє формалізувати польотну інформацію з урахуванням поточного розвитку ОС у вигляді нечітких логічних висловів, що зв'язують вхідні лінгвістичні змінні і вихідні керівні дії, які у вигляді рекомендацій екіпажу поступають на БФІ.

Література

1. Тачинина Е.Н. Оценка возможности сокращения времени, требуемого экипажу для предотвращения особой ситуации в полете путем применения нечеткого регулятора /Е.Н. Тачинина, В.Н. Казак // Міжнар. наук. конф. «ISDMIT'2007». – Херсон: Вид-во Херсон. морського ін-ту, – 2007. – Т. II. – С. 64 – 68.
2. Гостев В.И. Синтез нечетких регуляторов систем автоматического управления /В.И. Гостев. – К: Радио-аматор, 2003. – 512 с.
3. Львовский Е.Н. Статистические методы построения эмпирических формул: учеб. пособие для вузов / Е.Н Львовский. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1988. – 239 с.

Стаття надійшла до редакції 24.06.09.

УДК 629.735.083.06

Аль-Аммори Али, к.т.н. (Сирия)

ЭФФЕКТИВНОСТЬ СТАБИЛИЗАЦИИ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ В ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМАХ

Рассмотрены вопросы повышения эффективности мало мощных и мощных потребителей электроэнергии с помощью последовательного и параллельного подключения импульсных стабилизаторов.

Розглянуто питання підвищення ефективності малопотужних та потужних споживачів електроенергії за допомогою послідовного та паралельного підключення імпульсних стабілізаторів.

In work the questions of increase of efficiency of low-powered and powerful users of electric power are examined by the successive and parallel connecting of impulsive stabilizations.

импульсный стабилизатор, информационно-управляющая система, параллельное подключение, параллельно-последовательное подключение

Постановка проблемы

С целью повышения надежности и безопасности полетов целесообразно применять стабилизированный источник электропитания с высокой эффективностью и технической надежностью.

Если микропроцессорная система (МПС) использует электропитание с низким уровнем стабилизации, то она будет давать сбои в работе. Это снижает техническую надежность бортового оборудования воздушных судов (ВС) и отрицательно влияет на безопасность полетов.

Цель работы – обосновать оптимальную структуру стабилизации напряжения электропитания микропроцессорных и вычислительных систем на борту ВС для обеспечения эффективности процессов управления.

Способы повышения эффективности электропитания

Для повышения коэффициента полезного действия (КПД) источников электропитания широко применяются импульсные стабилизаторы напряжения (рис. 1).

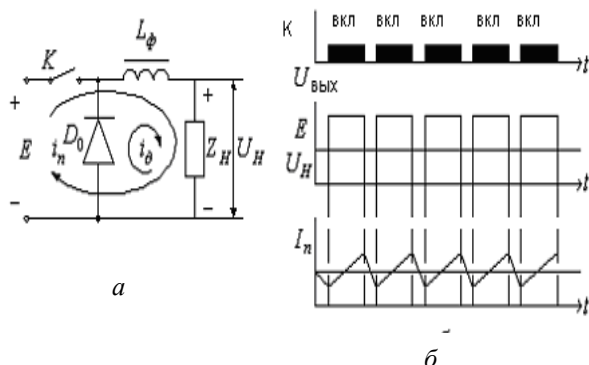


Рис.1. Однокаскадный импульсный стабилизатор напряжения:

a – принципиальная схема однокаскадного импульсного стабилизатора напряжения;
б – диаграмма работы

Диод *D* открывается только при выключаемом ключе *K* импульсной подачи напряжения от источника *E* к нагрузке *Z_н* и предназначен для разряда электроэнергии, накопленной в индуктивности фильтра *L_φ* во время подачи напряжения от источника *E*, когда включается ключ *K* в импульсном режиме работы.

Ток нагрузки *I_н* колеблется относительно среднего значения

$$I_n = \frac{U_n}{R_n},$$

где

U_н – напряжение нагрузки;

R_н – активное сопротивление нагрузки.

Как правило, напряжение нагрузки в два раза меньше напряжения *E* источника.

Ток *I_н* состоит из участков экспонент нарастания и убывания с постоянной времени τ , которая определяется выражением

$$\tau = \frac{L_\phi + L_n}{R_n},$$

где

L_н – индуктивность напряжения.

Для повышения коэффициента стабилизации применяется последовательное подключение импульсных стабилизаторов, как это показано на рис. 2.

Персональные, бортовые компьютеры и вся цифровая электронная техника требуют высокостабилизированного электропитания.

Стабилизация электропитания, как правило, связана с большими потерями мощности. Стабилизаторы имеют низкий КПД, что приводит к высоким непроизводительным расходам.

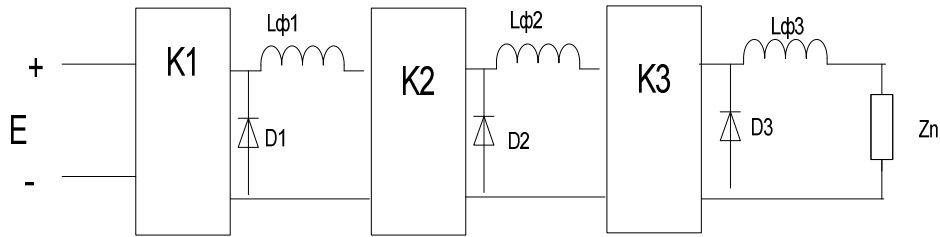


Рис. 2. Одноканальный многокаскадный импульсный стабилизатор напряжения

Для обеспечения энергосохраняющей технологии стабилизированного электропитания можно использовать многокаскадные последовательные стабилизаторы напряжения.

Из работ [1 – 3] известно, что однокаскадный стабилизатор напряжения имеет низкий уровень КПД $V(n)$, который определяется, как функция от коэффициента n стабилизации, по формуле:

$$V(n) = \frac{(U_H + \Delta U_H) \cdot I_H}{(n \cdot \Delta U_H + U_H) \cdot I_H}, \quad (1)$$

где

n – коэффициент стабилизации;

U_H, I_H – напряжение и ток нагрузки;

ΔU_H – нестабильность напряжения на выходе стабилизатора.

Коэффициент стабилизации напряжения n для однокаскадного стабилизатора можно определить, как отношение нестабильности $\Delta V_{\text{вх}}$ напряжения на входе к допустимой нестабильности напряжения ΔU_H на нагрузке:

$$n = \frac{\Delta V_{\text{вх}}}{\Delta U_H}.$$

Формулу (1) можно упростить, разделив числитель и знаменатель на ΔU_H и на I_H :

$$V(n) = \frac{y+1}{y+n}, \quad (2)$$

где

$$y = \frac{U_H}{\Delta U_H}.$$

Коэффициент стабилизации $n(k)$ многокаскадного стабилизатора, который состоит из k последовательно подключенных стабилизаторов, можно определить по формуле

$$n(k) = m^k,$$

где m – коэффициент стабилизации в каждом i -м каскаде, который определяется отношением нестабильности ΔU_i напряжения на входе i -го каскада к нестабильности ΔU_{i+1} напряжения на его выходе:

$$m = \frac{\Delta U_i}{\Delta U_{i+1}}.$$

Требуемую величину коэффициента m стабилизации i -го каскада можно определить в соответствии с выражением:

$$m = \sqrt[k]{n}. \quad (3)$$

В соответствии с формулой (2) коэффициент полезного действия $V(n, k)$ можно также определить согласно выражению:

$$V(k) = \left(\frac{\frac{y+1}{k}}{\frac{y}{k} + m} \right)^k \quad (4)$$

Используя формулу (3), выражение (4) можно преобразовать таким образом:

$$V(n, k) = \left(\frac{y+k}{y+k \cdot \sqrt[k]{n}} \right)^k \quad (5)$$

Выражение (5) определяет КПД $V(n, k)$, как функцию от требуемого коэффициента стабилизации напряжения n и от числа последовательно подключенных стабилизаторов k .

Целесообразно найти соотношение $b(n, k)$ КПД $V(n, k)$ многокаскадного стабилизатора и КПД $V(n)$ однокаскадного стабилизатора, разделив $V(n, k)$, определяемое выражением (5), на $V(n)$, которое определяется формулой (2):

$$b(n,k) = \frac{(y+k)^k \times (y+n)}{(y+k\sqrt[k]{n})^k \times (y+k)}. \quad (6)$$

Отношение $b(n,k)$, определяемое формулой (6), показывает, во сколько раз увеличивается КПД $V(n,k)$ при многокаскадном подключении стабилизаторов по сравнению с КПД $V(n)$ для однокаскадного стабилизатора. Расчеты показывают, что КПД можно увеличить в три раза для трехкаскадного стабилизатора по сравнению с однокаскадным (рис. 3).

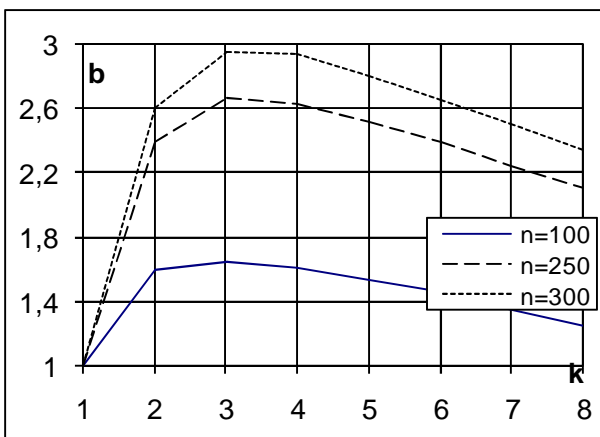


Рис.3. Графические зависимости от числа k отношения $b(n,k)$ КПД многокаскадного к КПД однокаскадного стабилизатора напряжения

На рис. 3 изображены зависимости $b(n,k)$, полученные для коэффициентов стабилизации $n=100, n=250, n=300$ и числа каскадов, изменяющихся в пределах $k=1-8$ в соответствии с формулой (6).

Оптимальным числом k_{opt} последовательно подключенных каскадов является $k_{\text{opt}}=3$, а экономический эффект от последовательного подключения стабилизаторов повышается с увеличением требуемого коэффициента n стабилизации.

Если считать, что используемая мощность p соответствует заданному КПД $V(n,k)$, то потери мощности Δp будут пропорционально зависеть от величины $1-V(n,k)$.

Составим уравнение пропорциональности:

$$\frac{1-V(n,k)}{V(n,k)} = \frac{\Delta p}{p}. \quad (7)$$

Из формулы (7) можно легко определить зависимость мощности потерь $\Delta p(n,k)$ от требуемого коэффициента стабилизации n и числа последовательно подключенных стабилизаторов k в соответствии с формулой

$$\Delta p(n,k) = \frac{(1-V(n,k))p}{V(n,k)}. \quad (8)$$

Из выражения (8) следует, что потери мощности при низком КПД $V(n,k)$ пропорционально увеличиваются при повышении используемой мощности p .

Можно считать, что потери мощности $\Delta p(n,k)$ с одним стабилизатором будут больше, чем потери мощности при применении k последовательно подключенных стабилизаторов. При этом соотношение $W(n,k)$, определяемое формулой

$$W(n,k) = \frac{\Delta p(n,1)}{\Delta p(n,k)}, \quad (9)$$

будет представлять экономическую эффективность применения многокаскадного подключения стабилизаторов.

Если подставить в формулу (9) значение мощности потерь $\Delta p(n,k)$ из формулы (8), то можно определить зависимость экономического выигрыша $W(n,k)$ от КПД $V(n,k)$ в соответствии с выражением

$$W(n,k) = \frac{(1-V(n,1)) \cdot V(n,k)}{V(n,1) \times (1-V(n,k))}. \quad (10)$$

В соответствии с формулами (5) и (10) на графиках (рис. 4, 5) показаны зависимости КПД $V(n,k)$ и экономической эффективности $\Delta W(n,k)$ от заданного коэффициента n стабилизации и числа k последовательно подключенных стабилизаторов напряжения.

Графические зависимости КПД $V(n,k)$ и экономической эффективности $\Delta W(n,k)$ стабилизации напряжения, изображенные на рис. 4, получены при исходных значениях коэффициента стабилизации $n=100, 250, 300$ и числа каскадов последовательного подключения стабилизаторов k , изменяемого в пределах $k=1-8$.

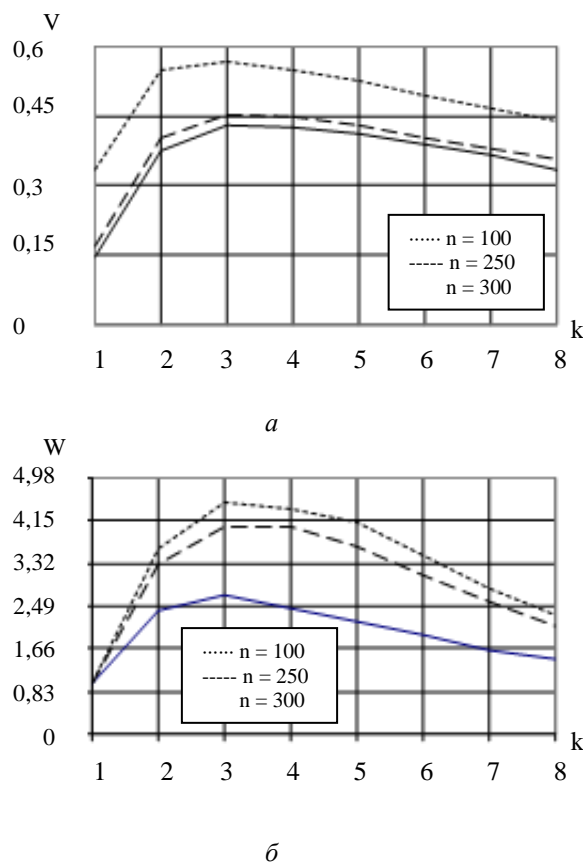


Рис. 4. Зависимости отношения $V(n, k)$ КПД (а) и экономической эффективности $\Delta W(n, k)$ многокаскадного стабилизатора напряжения (б) от числа каскадов k

Как видно из графиков (рис. 4), непроизводительные потери мощности уменьшаются более чем в четыре раза при $k = 3$ последовательно подключенных стабилизаторов.

При увеличении числа компьютеров величина потребляемой энергии увеличивается, и поэтому целесообразно применять параллельно-последовательное подключение импульсных стабилизаторов напряжения (рис. 5).

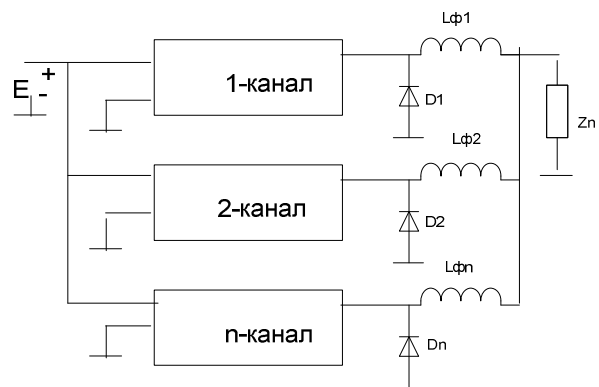


Рис. 5. Многоканальный параллельно-последовательный импульсный стабилизатор напряжения

Широкое применение последовательного и параллельно-последовательного подключения импульсных стабилизаторов напряжения приобретает все большее экономическое значение.

Выводы

Исследование данной проблемы показывает:

- для маломощных потребителей электроэнергии целесообразно применять последовательно подключенные импульсные стабилизаторы;
- для мощных потребителей электроэнергии целесообразно использовать параллельно-последовательно подключенные импульсные стабилизаторы.

Литература

1. *Основы промышленной электроники* / В.Г. Герасимов, О.М. Князьков, А.Е. Краснопольский, В.В. Сухоуруков / под ред. В.Г. Герасимова. – М.: Высш. шк., 1986. – 336 с.
2. *Электронные промышленные устройства* / В.И. Васильев, Ю.М. Гусев, В.Н. Миронов и др. – М.: Высш. шк., 1988. – 303 с.
3. *Прозоров С.Е.* Цифровые вычислительные системы авиационных комплексов: учеб. пособие / С.Е. Прозоров. – К.: КИИГА, 1990. – 160 с.

УДК 629.735.05(045)

Л.М. Ситнянських, асист.
О.Г. Ситник, к.т.н., доц.**МОДЕЛЬ ПРОЦЕСУ КОЛІРНОГО СПРИЙНЯТТЯ ЗОБРАЖЕНЬ
З УРАХУВАННЯМ ІНЖЕНЕРНО-ПСИХОЛОГІЧНИХ ФАКТОРІВ ВПЛИВУ**

Розглянуто вплив показників кольорового сприйняття зображень на функціонування складних систем авіоніки для оцінювання польотної інформації та особливості критеріїв їх використання, а також їх вплив на якість функціонування, що потребує роз'яснення багатьох теоретичних моментів. Проявлення показників кольорового сприйняття зображень для оптимального функціонування обладнання повітряних суден та особливості критеріїв їх оцінювання обумовлюються неможливістю вирішення проблем розроблення, проектування, експлуатації, обслуговування або ремонту програмно-апаратними засобами оброблення зображень у межах CALS-технологій без допомоги розробленої теорії візуалізації та використання сучасних досліджень.

Handling a problems of influence of color sensing factors to a functionality of complicated systems of avionics and estimation test specialty as also their impact on quality of functionality is requiring of explanation of number of theoretical aspects. Ostent of color sensing markers on functionality of complicated systems of avionics and estimation test specialty are caused by impossibility of the decision of the problems of an optimality of processes of development, designing, operation, servicing or repair with help of firmware for image processing in dimension of CALS-technologies and without the benefit of developed theory of visualization of modern research.

інженерно-психологічний фактор, колірне сприйняття зображень, обладнання повітряних суден, система авіоніки, теорія візуалізації

Вступ

Вирішення проблеми створення сучасного сприйняття колірних зображень з урахуванням інженерно-психологічних факторів впливу на екіпаж для розвитку науки [1] і суспільства [2] дуже актуально, тому для прискорення технічного прогресу потрібне впровадження автоматизованих методів і засобів оброблення візуальної польотної інформації.

У цивільної авіації є проблема оптимального сприйняття колірних зображень, а саме для отримання якісної кольорової документації, яка має відповідати вимогам керівних документів. У багатьох користувачів готовність визначається за її колірним параметром, але точність цього методу залежить від досвіду і здатності фахівців уловлювати потрібних кольорових відтінків [3; 4]. Новий підхід до вирішення проблем через обґрунтування впровадження сучасного Атласу кольоровості дозволять сприймати високоякісні зображення, що відповідають критеріям комфортності сприйняття оком людини і критеріям Н.Д. Ньюберга.

Моделювання процесів колірного сприйняття системами зору, аналогічних оку людини, для аналізу зображень розглянуто в праці [5].

Багато видатних учених [6], зокрема засновник відеоекології В.А. Філін, проводять дослідження фізіології ока. Для вирішення медико-

біологічних проблем організм має повноцінно відпочити, щоб без будь-яких зусиль дати очам волю перебігати від предмета до предмета [1]. Під час фіксації нерухомої точки око робить швидкі коливальні рухи – саккади (з фр. «бавовна вітрила») [2]. Людина спить, чи розглядає мальовничі полотна, чи фіксує в темряві точку – очі безупинно швидко і мимоволі сканують елементи і переглядають зображення.

Постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими завданнями полягають у пізнанні математичної основи [3] колірного змісту у процесі сприйняття РЕ і ФБЛ, що потрібно для розроблення принципів побудови кольорової моделі і сучасного Атласу кольоровості.

Вирішувати проблеми щодо механізму впливу кольору на якість зображень потрібно з урахуванням дії основного інформаційного органа – ока людини [4] і факторів впливу внутрішнього і зовнішнього середовища.

Гіпотезу вирішення наявних проблем створення і кольоророзподілу (рис. 1) та практичну реалізацію за нетрадиційним алгоритмом було викладено у доповіді на конференції «Авіа-2008».

Відомо, що яскравість Y є світловою мірою кількості кольору [5], яка зв'язує колориметрію з фотометрією, а яскравість є однією з координат кольору у системі P або Q

$$Y = a_{yL}L + a_{yM}M + a_{yN}N;$$

$$Q = a_{ql}L + a_{qm}M + a_{qn}N,$$

де

a_{yl}, a_{ym}, a_{yn} – коефіцієнти яскравості для одиничних основних кольорів L, M, N .

Аналіз останніх досліджень

Розв'язання проблем якості сприйняття кольорових зображень, виокремлення невирішених раніше частин загальної проблеми, як встановлено у праці [6], ґрунтується також на секретах давнини [1].

Колір є конкретним зоровим відчуттям [2], яке виникає під час сприйняття відбитих чи випущених тілом випромінювань (рис. 1).



Рис. 1. Фрагмент додатків Атласу кольоровості для порівняння отриманих у процесі оброблення зображень з розрахунком еталоном за новою методикою

Усі складні методики, прилади і системи для визначення кольору інших авторів [3] зводяться до порівняння кольору, що сприймається, зі зразком (оптичним клином, Атласом чи оригіналом кольоровості), який підбирається змішуванням інших кольорів, прийнятих за «основні» відповідно до трикомпонентної гіпотези кольорового зору [5]. Викладене не розкриває повного визначення і вимірювання кольору на моніторах і панелях візуалізації в кабіні літака.

За кордоном найбільш відомі Атласи кольорів О. Манселла, а в Україні користуються Атласом Е.Б. Рабкіна розробленим у ВНДІМ ім. Д.І. Менделєєва [4].

Відповідно до гіпотези кольори C і координати P_i , отримані у результаті змішання n кольорів, дорівнюють сумам відповідних координат P_i кольорів, що змішуються, і має вигляд

$$P = \int_0^{\infty} P(\lambda)\Phi_{\lambda}(\lambda)d\lambda;$$

$$P_u = \sum_{\lambda=0}^{\lambda=\infty} P_i(\lambda_i);$$

$$C = L_k(L) + M_k(M) + N_k(N),$$

де

$P(\lambda)$ – функція додавання кольорів з довжиною хвиль λ_i кольорних відтінків;

$\Phi_{\lambda}(\lambda)$, L_k , M_k , N_k – спектральний розподіл випромінювання і координати кольору.

Метою дослідження є сприйняття якісних зображень через впровадження методу і математичних перетворень параметрів РЕ і ФБЛ для Атласу кольоровості.

Дослідження процесів змішування спектральних кольорів один з одним дає безліч інших, яких немає у спектрі, таких, як пурпурний, оливковий, коричневий, морської хвилі.

Гіпотезу вирішення проблем викладено через моделювання процесів створення кольорового простору, де загальний індекс передачі кольору R_a [1], в якому враховано середнє значення розходжень для n кольорів, визначимо з виразу

$$R_a = 100 - 4,6 \left(\frac{1}{n} \right) \sum_{i=1}^n \Delta E_{cie},$$

де

ΔE_{cie} – колірні розходження між відтворенням та оригіналом у системі МКО.

Для розрахунку R_a використовують загальний індекс передачі кольору для порівняння з якістю відтворення кольорів на репродукції згідно з табл. 1.

Таблиця 1

Відповідність між загальним індексом передачі кольору і якістю відтворення кольорів

Загальний індекс	Числове значення	Оцінка якості передачі кольору
$R_a <$	30	Погана, дуже погана
$R_a =$	30:50	Більш-менш нормальна
$R_a =$	50:65	Задовільна
$R_a =$	65:80	Гарна, оптимальна
$R_a =$	80 :100	Дуже гарна, відмінна
$R_a >$	100	Комфортність сприйняття

Обґрунтування отриманих наукових результатів

Якщо розглянути проблему чутливості фотоелемента до складного спектрального кольорового випромінювання, то вона характеризується його інтегральною чутливістю

$$S = \frac{1}{\Phi} = \frac{\int_0^{\infty} S(\lambda) \Phi_{\lambda}(\lambda)_{\lambda} d\lambda}{683 \int_0^{\infty} V(\lambda) \Phi_{\lambda}(\lambda)_{\lambda} d\lambda}$$

$$= \frac{S(\lambda)_m}{683} = \frac{\int s(\lambda) \Phi_{\lambda}(\lambda)_{\lambda} d\lambda}{\int V(\lambda) \Phi_{\lambda}(\lambda)_{\lambda} d\lambda},$$

де $\Phi_{\lambda}(\lambda)_{\lambda}$ – спектральна щільність потоку випромінювання в стандарті МКО;
 $V(\lambda)$, 683 – відносна і максимальна спектральна світлова ефективність;
 $S(\lambda)$, $s(\lambda)$ – абсолютна і відносна спектральна чутливість.

Кількісну зміну потоку кольорового випромінювання запропоновано оцінювати коефіцієнтами відображення ρ , пропускання τ і поглинання α , (рис. 2), які пов’язані зі спектральними характеристиками відображення (пропускання) і спектральним розподілом падаючого потоку (рис. 3) за виразами:

$$\rho = \frac{\int_0^{\infty} \Phi_{\lambda}(\lambda)_{\rho} d\lambda}{\int_0^{\infty} \Phi_{\lambda}(\lambda) d\lambda};$$

$$\alpha = \frac{\Phi_{\lambda}}{\Phi};$$

$$\tau = \frac{\int_0^{\infty} \Phi_{\lambda}(\lambda)_{\tau} d\lambda}{\int_0^{\infty} \Phi_{\lambda}(\lambda) d\lambda}.$$

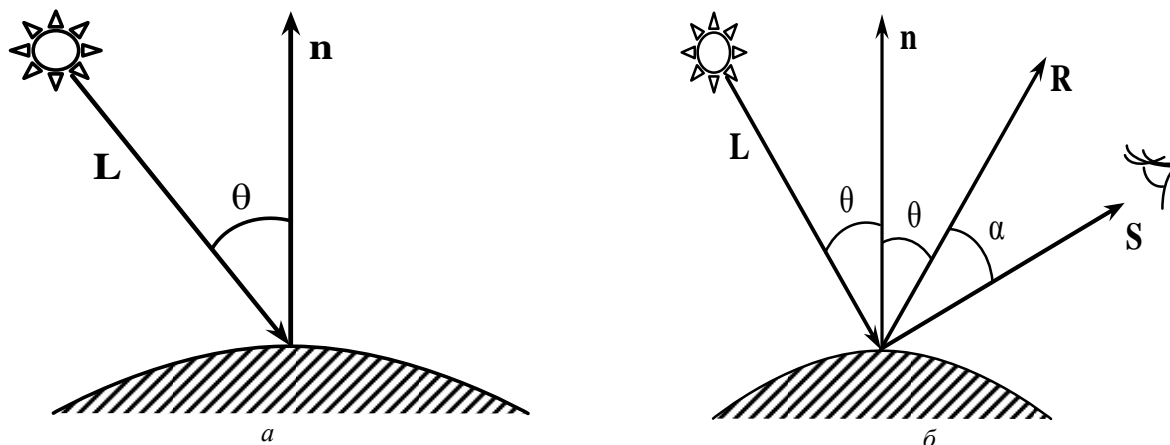


Рис. 2. Дифузійне (а) і дзеркальне відбиття (б) кольорового променя

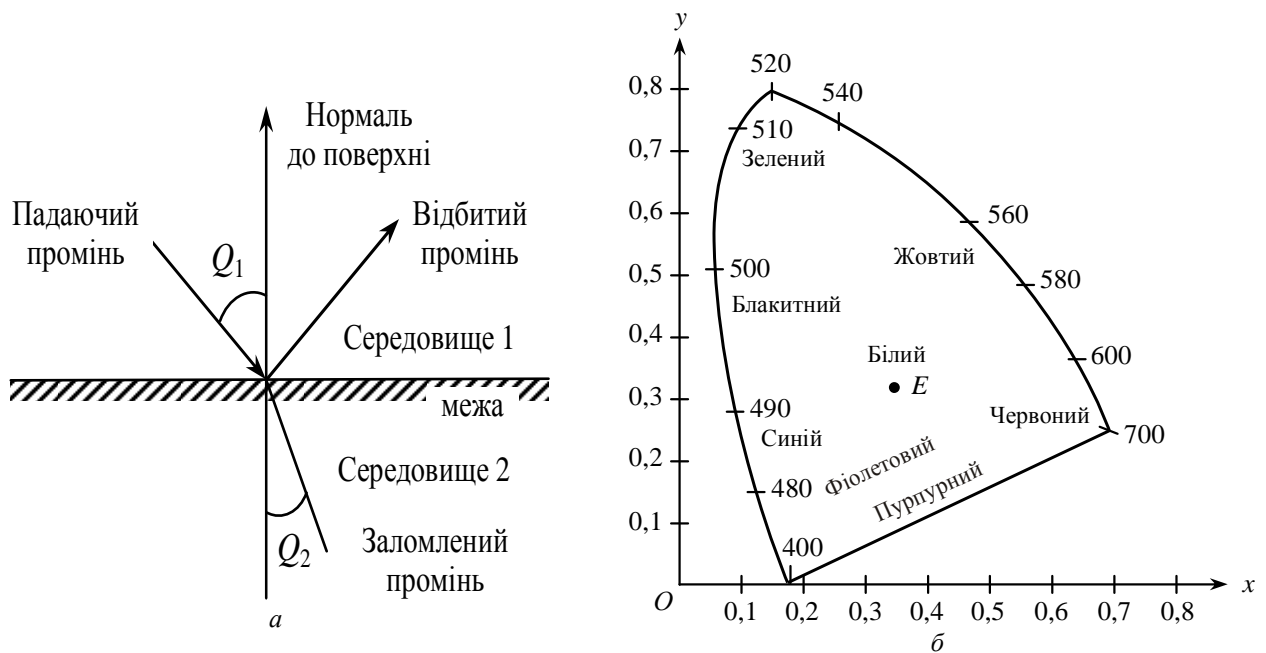


Рис. 3. Геометрія пропускання і поглинання кольорового променя на межі двох середовищ (а), за вимогами уточненої діаграми кольоровості(б)

Прозорість матеріалів у процесі оброблення зображень характеризується оптичною щільністю і коефіцієнтом переломлення матеріалу ρ_r від межі n' і n :

$$D_k = \lg\left(\frac{1}{\tau}\right), \rho_r = \frac{(n' - n)^2}{(n' + n)^2}.$$

Запропоновано застосувати метод формування кольорового змісту РЕ та алгоритм дослідження, а також ввести математичну температурацію. Це означає, що логарифм частоти [4] кожного з відтінків кольору f_k і f_{k-1} є лінійною функцією координати кольору у кольороряду, подібному ряду Фібоначчі, тому справджується геометрична прогресія

$$\frac{f_k}{f_{k-1}} = 1,2\sqrt{2}.$$

Науковий результат, отриманий на підставі застосування теорії обробки РЕ і ФБЛ кольорових зображень, і науково-методичний апарат дослідження викладений у роботі [4], полягає в тому, що отримуємо тривимірний простір та уточнену колірну модель у вигляді трапецеїдальної семигранної піраміди (рис. 4).

Вона відрізняється від відомих колірних моделей [1], оскільки дає змогу отримати у процесі сприйняття високоякісні кольорові напівтонові ілюстрації.

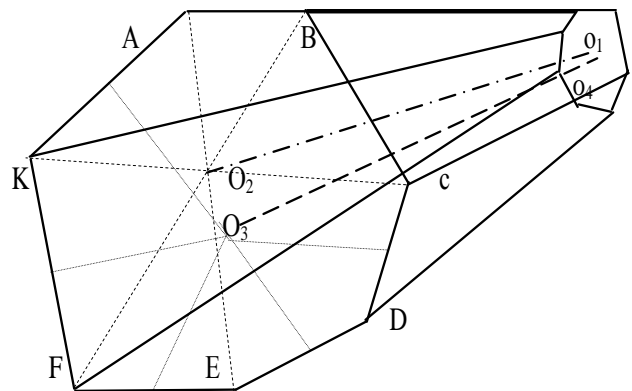


Рис. 4. Модель кольорового простору у вигляді трапецеїдальної семигранної піраміди:

$O_1 O_2$ – висота піраміди, що визначає діапазон градацій сірого кольору (від білого до чорного);

$O_4 O_3$ – медіана, що визначає ступінь комфортності сприйняття пурпурного, оливкового, коричневого зображень оком людини;

ABCDEFK – основа піраміди, що визначає сім основних кольорів

У фізіології нині панує думка, що повне формування сигналів кольоровості відбувається в мозку на основі вищої нервової діяльності.

Колір – це параметр суб'єктивний, і виміряти його не можна [2]. Отже, його або прив'язують до довжини хвилі, або кожен дослідник пропонує свій суб'єктивний його опис, або користуються умовними відносними одиницями виміру, як це прийнято було дотепер у відомих атласах [3].

Запропоновані шляхи вирішення проблем сприйняття кольоровості РЕ і ФБЛ ототожнюють мозок з радіоприймальним пристроєм, що саме налагоджується на частоту електромагнітних хвиль (рис. 5).

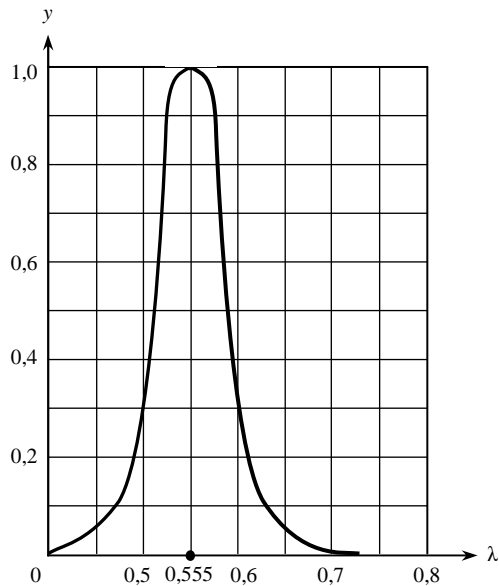


Рис. 5. Крива відносної чутливості зору до РЕ або ФБЛ кольорових напівтонових зображень, що визначається через стан людини й оцінювання електромагнітних хвиль λ головного мозку

На підставі фактів, накопичених сучасною наукою (біологією, фізикою, електрофізіологією, біохімією, гістологією, біоритмологією) – було використано гіпотеза про те, що комфортність сприйняття зображень обумовлена таким фактором, як колірний простір, і залежить від того, як у людському організмі функціонує біоелектричний генератор електромагнітних коливань з частотами А. Соколова, уточнених в табл. 2 і пов'язаних з S-перетином ряду Фібоначчі [4].

Після численних математичних перетворень для вирішення проблем через створення стрункої теоретичної моделі отримаємо залежності зміни сприйманої кольоровості й електричних коливань мозку.

Дослідивши значення p -чисел для ряду, виявимо p -числа Фібоначчі і степені золотого p -перетину [4], де є зв'язані з ними числа одинарного вурфа

$$\Delta_1 = \Phi^2/2 = 1,309\dots,$$

які пропонується використовувати в теорії створення Атласу кольоровості для оптимального розрахунку кроку зміни колірності під час сприйняття зображень.

Таблиця 2

Характеристика хвилі електричної активності головного мозку людини

Типи хвиль	Частота хвиль Гц	Інваріанти алгоритмів хвиль генератора мозку	Медико-біологічний стан людини
Альфа α	8–13	1,255	Спокійне сприйняття
Бета β	14–35	1,618	Напружена робота мозку
Гамма γ	33–55	1,285	Емоційне порушення
Дельта δ	0,5–3,5	1,232	Сон
Ро ρ	55–118	1,465	Потребують додаткових досліджень
Сигма σ	118–225	1,380	
Тета θ	4–7	1,324	Негативне сприйняття

Висновки

Уперше запропоновано нетрадиційний підхід до вирішення проблем оптимального сприйняття зображень за допомогою Атласу кольоровості й оптимізації розрахунків. Зміст Атласу показує, як буде виглядати зміна кроку колірності зображення на основі числових інваріантів, погоджених з функціонуванням біоелектричного генератора електромагнітних коливань і з частотами, що характеризують хвилі електричної активності головного мозку і за допомогою ряду Фібоначчі. Крок зміни колірності виконаний з додавання величини одинарного вурфа $\Delta_1 = 1,309$. Вихідні компоненти, які визначають зображення як єдину систему, перебувають у взаємозалежності, взаємовпливі і взаємозв'язку, а не випадають із неї у вигляді аліхні у трикутній моделі кольорового простору, як це трактувалося раніше. Це не суперечить впливу зовнішнього корпускулярно-хвильового дуалізму на організм людини і погодиться з функціонуванням біоелектричного генератора електромагнітних коливань у природі.

Література

1. *Авадєв А.Л.* Основні концепції розвитку електронних систем індикації й багатофункціональних органів керування літальних апаратів / А.Л. Авадєв, С.Ф. Морин, П.А. Коваленко // *Авіакосмічне приладобудування*. – 2003. – № 1. – С. 43–48.
2. *Боярський А.Н.* Психологічне обґрунтування використання кольорового кодування на багатофункціональних дисплеях / А.Н. Боярський, В.В. Лапа, А.А. Обознов // *Психологічний журнал*. – М., 1999. – № 5. – С. 75–80.
3. *Іванов А.І.* Можливості керування динамічним об'єктом по стереоскопічному зображенню / А.І. Іванов, В.В. Лапа // *Психологічний журнал*. – 2003. – Т. 24. – № 4. – С. 43–46.
4. *Ситник О.Г.* Управление качеством документации и достоверностью информации на основе моделирования происходящих в лазере процессов / О.Г. Ситник, О.А. Сущенко // *Електроніка та системи управління*. – К.: НАУ, 2005. – № 1. – С. 152–156.
5. *Пономаренко В.А.* *Авиационная психология* / В.А. Пономаренко, Н.Д. Завалова. – М.: Ин-т авиационной и космической медицины. – 1992. – 200 с.
6. *Експериментальна оцінка деяких характеристик інформації, відображуваної на екрані кольорової електронно-променевої трубки* / Ю.П. Чучин й ін. // *Ергономічне забезпечення проектування й експлуатації засобів автоматизації*. – 1986. – № 31. – С. 54–61.

Стаття надійшла до редакції 23.04.09.

АЕРОПОРТИ ТА ЇХ ІНФРАСТРУКТУРА

УДК 625.717.02:624.131.439(045)

В.К. Цихановський, д.т.н., проф.
С.М. Талах, к.т.н., доц.
Н.Л. Трушківська, магістр

РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ АЕРОДРОМНИХ ПОКРИТТІВ ВІД ВПЛИВУ ВЕЛИКОФЮЗЕЛЯЖНОГО ПОВІТРЯНОГО СУДНА

Запропоновано методикку уточнених розрахунків аеродромних жорстких покриттів на основі числової реалізації за допомогою методу скінченних елементів. Надано рекомендації з уведення в існуючі нормативні документи відповідних перехідних коефіцієнтів для визначення розрахункових згинальних погонних моментів у бетонних плитах залежно від міцності ґрунтової основи. Розв'язано задачу розрахунку реального двошарового бетонного покриття на жорсткій штучній основі перону термінального комплексу міжнародного аеропорту Бориспіль.

Methodology of define more precisely solution on strength of airdrome strict outercoveres on base numerical realization with help method of finite element are presented. Recommendations to introduce in existence standardized documents of corresponding transitory parameters for determination calculative the bending moments of concrete plate outercoveres with dependent on strength of soil foundation are given. Task of solution real two-layer concrete outercover on strict man-made foundation of platform terminal complex of airport Borispol are solved.

віртуальна робота, ґрунтова основа, жорсткі бетонні покриття, згинальний момент, коефіцієнт постелі, реакція основи, скінченні елементи

Постановка проблеми

Чинні норми проектування аеродромних покриттів не відповідають вимогам експлуатації сучасних аеропортів у зв'язку з інтенсивним запровадженням надважких повітряних суден. Вихідні параметри, які надають нормативні документи [1], залишаються заниженими і розрахунки на міцність та деформативність не забезпечують потрібної надійності та ефективності, тому актуальною є проблема запровадження в нормативну базу уточнених розрахунків та удосконалення методик визначення напружено-деформаційного стану (НДС) тонких плит на пружній основі.

У чинних нормативних документах майже не враховується взаємодія плит скінченних розмірів жорстких покриттів, а також функціональна зміна значення коефіцієнта постелі ґрунтових основ. Сучасні числові методи дають змогу ліквідувати цей недолік, проте треба задіяти всебічний аналіз НДС гнучких плит скінченних розмірів на пружній основі з використанням значення коефіцієнта постелі як функції координат точок у площині контакту плити покриття та пружної основи, одночасно збільшуючи цю площину у межах розрахункового фрагмента.

Методи дослідження

У запропонованій методології використано моментну схему скінченних елементів (МССЕ) [2; 3]. На її основі розроблено числову методикку дослідження НДС гнучких тонких пластинок (плит) з міцних матеріалів – бетону, армобетону, фібробетону, залізобетону, металевого прокату та інших

композитних матеріалів – металозалізобетону, сталєво-кордного резино-подібного матеріалу, що працюють сумісно з лінійно-пружною неоднорідною основою.

Розрахунок на міцність виконують дискретним моделюванням набору плит скінченних розмірів (за розрізною і нерозрізною конструктивними схемами) на пружній основі з урахуванням однобічних зв'язків. У такому підході використовується спрощена математична модель пружної основи з припущенням пропорційності між додатним прогином пластинки і реакцією основи та урахуванням коефіцієнта пропорційності, який є змінним та залежить від координат точки середньої поверхні пластинки. Ця функція може бути аналітичним сплайном з використанням поліноміальних або тригонометричних функцій, або двовимірним сплайном з використанням коефіцієнтів відповідної вагової матриці для розглянутої ділянки інженерно-геологічного розрізу з урахуванням багат шарового ґрунтового півпростору в основі покриття та його товщини. При цьому функцію коефіцієнта постелі можна визначати через еквівалентний загальний модуль деформації ґрунту у певному перерізі. Наприклад, у випадку наявності лінзоподібного ґрунтового прошарку з відомими граничними значеннями коефіцієнтів постелі C_0 і C_{\max} ця функція набуде вигляду

$$C_N(x^2, x^3) = C_0 - (C_{\max} - C_0) \sin \frac{\pi x_N^2}{l^2} \sin \frac{\pi x_N^3}{l^3}, \quad (1)$$

де x_N^2, x_N^3 – поточні місцеві координати вузлових точок розрахункового фрагмента у глобальній системі координат;

l^2, l^3 – розміри розрахункового фрагмента відповідно за z^2, z^3 глобальної системи координат у площині $OZ^2 Z^3$.

Отримані числові результати розрахунку на міцність достатньо великого набору конкретних прикладів конструкцій жорсткого покриття з використанням різних дискретних моделей та типів ґрунтових основ свідчать про універсальність запропонованої методології дослідження НДС тонких плит на пружній неоднорідній основі. Ця методологія дає змогу враховувати адекватність впливу наскрізних швів та стикових з'єднань плит на розподіл внутрішніх зусиль, нерівномірність значень коефіцієнта постелі пружної основи і вплив цієї нерівномірності на розмір внутрішніх зусиль, концентрацію нормальних та зсувних напружень у плиті, довільну схему впливу колісного навантаження для будь-якого типу ПС та ін.

У загальному плані поставлена просторова задача дослідження гнучких плит на пружній основі належить до класу геометрично нелінійних задач, однією із основних особливостей якої є врахування однобічних зв'язків взаємодії тонкої пластинки з ґрунтовою основою. У розрахунках гнучких металозалізобетонних, металевих та композитних покриттів враховуються великі повороти, а в останньому випадку ще й великі переміщення.

Числові дослідження

Розглянуто задачу у загальному плані для гнучких оболонкових систем, при цьому як вихідні співвідношення методу скінченних елементів (МСЕ) виступають співвідношення нелінійної теорії пружності та нелінійного програмування [2; 3]. Для скінченноелементної дискретизації використано універсальний оболонковий скінченний елемент (СЕ) з 24 ступенями свободи відносно приростів узагальнених переміщень [3]. Апроксимацію ізопараметричного оболонкового просторового СЕ за допомогою лагранжевих умовних координат $S_i = \pm 1$ у просторі СЕ – $r_{(e)}$ для координат та узагальнених переміщень подано у вигляді

$$Z^{i'}(x_{(e)}^i) = \sum_{s_1=\pm 1} \sum_{s_2=\pm 1} \sum_{s_3=\pm 1} \Psi_{S_1 S_2 S_3}^{(e)} Z_{s_1 s_2 s_3}^{i'}; \quad (2)$$

$$u^{i'}(x_{(e)}^i) = \sum_{s_1=\pm 1} \sum_{s_2=\pm 1} \sum_{s_3=\pm 1} \Psi_{S_1 S_2 S_3}^{(e)} u_{s_1 s_2 s_3}^{i'}; \quad (3)$$

$$\Psi_{S_1 S_2 S_3}^{(e)} = \left(S_1 x_{(e)}^1 + \frac{1}{2} \right) \left(S_2 x_{(e)}^2 + \frac{1}{2} \right) \left(S_3 x_{(e)}^3 + \frac{1}{2} \right),$$

де

$\Psi_{S_1 S_2 S_3}^{(e)} \equiv \Psi_{n(n=1,8)}^{(e)}$ – функції форми універсального просторового СЕ.

Як вихідні дані МСЕ виступають варіаційні рівняння у формі приростів [2; 3] з використанням першого виразу (для динамічної задачі) принципу віртуальної роботи [3]:

$$\int_V (\hat{\sigma} + \hat{C} \hat{\gamma}) \delta \hat{\gamma} dv + \int_V \rho \ddot{u} dv - \int_V \bar{\rho} \delta \bar{u} dv - \int_S \bar{q} \delta \bar{u} ds = 0, \quad (4)$$

де

$\hat{\sigma}$ – другий тензор початкових напружень Піола-Кірхгофа;

$\hat{\gamma}$ – тензор приростів скінченних деформацій Коші-Гріна;

ρ – щільність матеріалу суцільного середовища;

\bar{u}, \ddot{u} – вектори приростів переміщень і прискорень;

$\bar{\rho}, \bar{q}$ – узагальнені вектори об'ємних і поверхневих сил.

Під час формування рівнянь у приростах у межах МССЕ для функцій переміщень, деформацій і напружень побудовані тензорні ряди [3] з утриманням для функцій деформацій та напружень трьох членів ряду Маклорена у прирості $\bar{r}_{(e)}$:

$$\hat{\gamma}_{(re)} = \bar{\gamma}_{(0)} + \nabla \hat{\gamma}_{(0)} \bar{r}_{(e)} + \frac{1}{2} \bar{r}_{(e)} \nabla \nabla \hat{\gamma}_{(0)} \bar{r}_{(e)}; \quad (5)$$

$$\hat{\sigma}_{(re)} = \bar{\sigma}_{(0)} + \nabla \bar{\sigma}_{(0)} \bar{r}_{(e)} + \frac{1}{2} \bar{r}_{(e)} \nabla \nabla \bar{\sigma}_{(0)} \bar{r}_{(e)}; \quad (6)$$

де

$\bar{\gamma}_{(0)}, \bar{\sigma}_{(0)}$ – тензори деформацій та напружень ізотропного приросту;

$\nabla \bar{\sigma}_{(0)} \bar{r}_{(e)}, \frac{1}{2} \bar{r}_{(e)} \nabla \nabla \bar{\sigma}_{(0)} \bar{r}_{(e)}$ – тензори поворотів та зсувів.

Для дискретної СЕ-моделі тонкої гнучкої пластинки варіаційне рівняння руху (4) з урахуванням виразів (1), (2), (3), (5), (6) зводиться до диференціального рівняння руху СЕ-моделі гнучкої пластинки на пружній основі:

$$[M] \{\ddot{u}\} + [C] \{\dot{u}\} + \{R(u)\} - \{Q(u)\} = \{Q_o(u)\}, \quad (7)$$

де

$[M], [C]$ – матриці мас і в'язкого демпфірування СЕ-моделі;

$\{u\}, \{\dot{u}\}, \{\ddot{u}\}$ – вектори приростів переміщень, швидкостей та прискорень СЕ-моделі;

$\{R(u)\}, \{Q(u)\}, \{Q_o(u)\}$ – матриці узагальнених реакцій внутрішніх і зовнішніх сил СЕ-моделі пластинки та узагальнених реакцій пружної основи. Застосовуючи диференціальне рівняння руху (7), за допомогою методу установлення за схемою в'язкої релаксації [3] розв'язано задачу статички на основі неявної безумовно-стійкої схеми інтегрування (7):

$$[C]\{u^{n+1}\} + \{R(u^{n+1})\} + \{Q_o(u^{n+1})\} - \{Q(u^{n+1})\} = 0, \quad (8)$$

де $[C] = c[D]$; $[D] = \text{diag}[K]$; $[K]$ – лінеаризована матриця жорсткості СЕ-моделі;

c – коефіцієнт пропорційності пружної основи.

На основі рівняння (8) з використанням апроксимаційних формул Ньютона–Канторовича отримані рекурентні формули спеціального алгоритму неявного інтегрування диференціального рівняння руху (7) на кроці $n+1$ [4]:

$$\begin{aligned} & \left[K_{(NL)}^{ij(n)} + c_{(N)}^{(n)} n_{(M)}^{(i)} n_{(M)}^{(j)} \delta^{ij} \delta_{(NL)} \right] \Delta \{u_{i+1}^{j(n+1)}\} = \\ & = \{Q_{(N)}(u_i^{i(n+1)})\} - \{R_{(N)}(u_i^{i(n+1)})\} - Q_{(N)(0)}^{i'}; \quad (9) \\ & \{u_{i+1}^{i(n+1)}\} = \{u_i^{i(n+1)}\} + \Delta \{u_{i+1}^{i(n+1)}\}, \end{aligned}$$

де

$K_{(NL)}^{ij(n)}$ – матриця жорсткості СЕ-моделі, що обумовлена фізико-механічними характеристиками матеріалу пластинки;

$c_{(N)}^{(n)} n_{(M)}^{(i)} n_{(M)}^{(j)} \delta^{ij} \delta_{(NL)}$ – прирости діагональних коефіцієнтів матриці жорсткості СЕ-моделі, що обумовлені взаємодією з лінійно-пружною основою;

$c_N^{(n)}$ – приведена функція коефіцієнта пропорційності реакції пружної основи у вузлі N ;

$n_{(N)}^{i'}$ – компоненти вектора одиничної нормалі у вузлах СЕ-моделі гнучкої пластинки;

$Q_{(o)}^{i'}(N)$ – компоненти векторів вузлових реакцій пружної основи;

n – номер кроку подовження за параметром збурення;

i – номер ітерації Ньютона–Канторовича у межах n -го кроку подовження.

Достовірність отриманих результатів на основі рівнянь (9) з використанням МССЕ [2; 3] обґрунтована результатами багатьох тестових та контрольних задач, наведених у роботі [4]. Як приклад розглянемо розрахунок необмеженої плити [5] під впливом рівномірно розподіленого навантаження по площині фігури у вигляді кута, складеного з двох прямокутників (рис. 1).

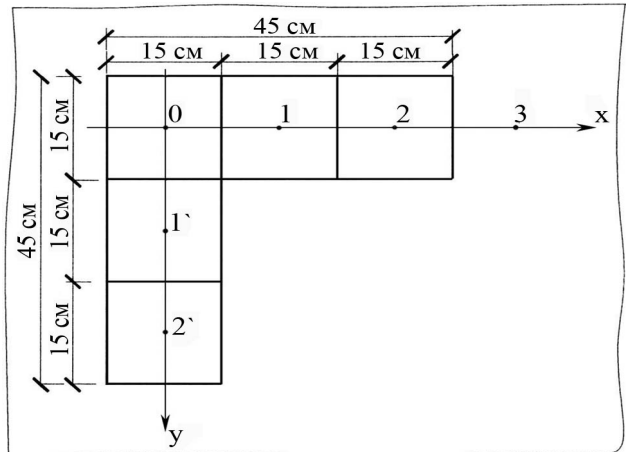


Рис. 1. Схема навантаження необмеженої плити на пружній основі

Ці навантаження зводяться до точкових впливів і тому маємо математичну модель аналітичного розв'язку однорідного диференціального рівняння у декартовій системі координат:

$$D \nabla^2 (\nabla^2 \omega(x, y)) + \rho(x, y) = 0, \quad (10)$$

де

D – циліндрична жорсткість пластинки:

$$D = \frac{Eh^3}{12(1-\gamma^2)};$$

$\nabla \omega(x, y)$ – набла оператор Гамільтона.

Для пластинки нескінченних розмірів розв'язок (10) отриманий з використанням функцій Бесселя [5]:

$$\omega = e^{kz} e^{\pm im\varphi} z_m(kr),$$

а для зосереджених сил в необмеженій плиті отримані розв'язки в циліндричній системі координат (ρ, φ, z):

$$\omega = \frac{pl^2}{4d} f_0(\xi);$$

$$\xi = \frac{r}{l};$$

$$l = \sqrt[4]{\frac{D}{C_o}};$$

$$p = C_o \omega;$$

$$M_r = -\frac{P}{4} g_0(\xi);$$

$$M_\varphi = -\frac{P}{4} \tilde{g}_0(\xi),$$

де $f_0(\xi), g_0(\xi), \tilde{g}_0(\xi)$ – табульовані функції Бесселя і Ганкеля [5].

Для отримання числового розв'язку побудовано дискретну модель і відповідну розрахункову схему (рис. 2).

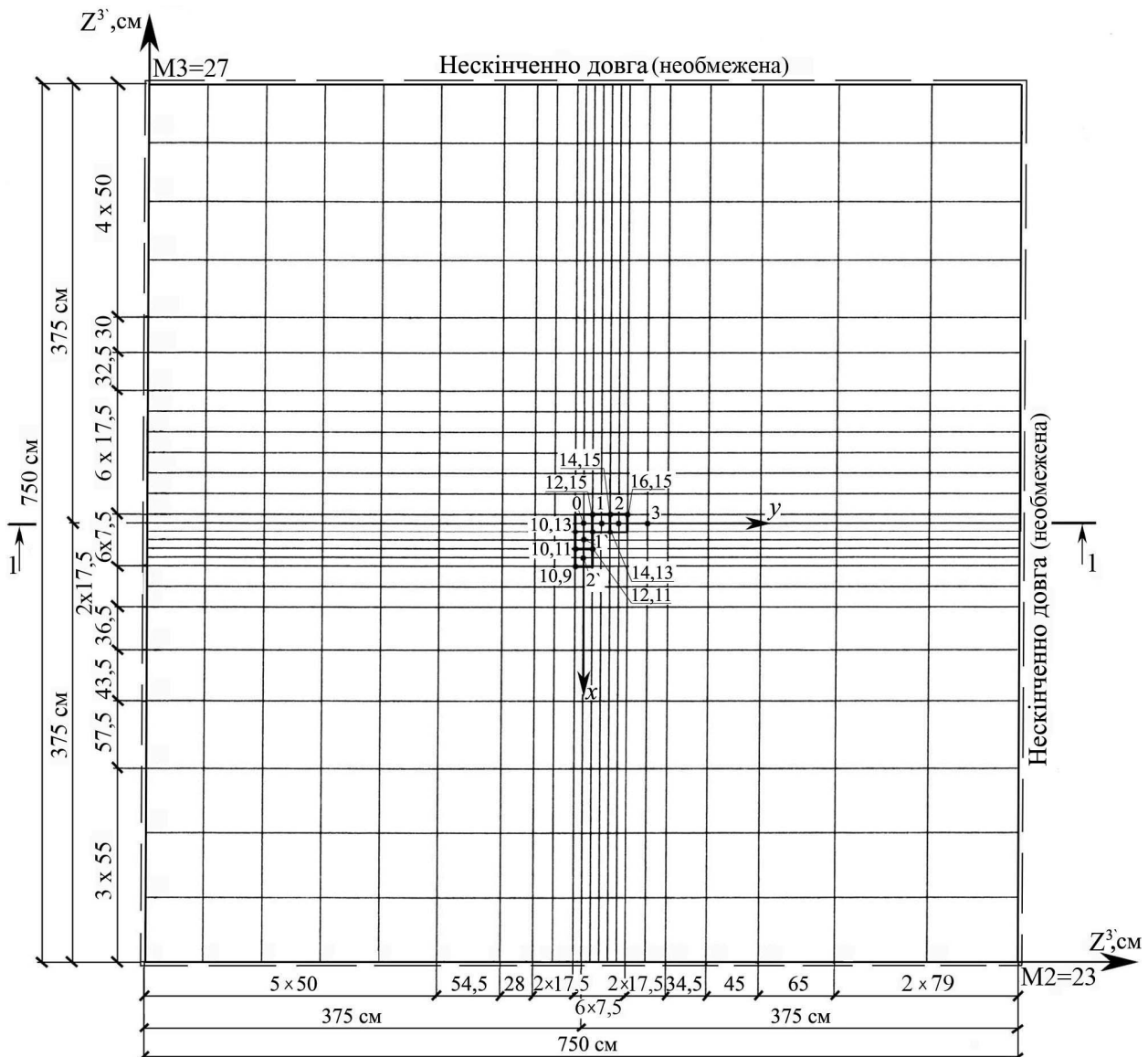


Рис. 2. Розрахункова схема плити під дією навантаження за площиною фігури трикутника

За числовими результатами побудовані епюри переміщень та згинальних погонних моментів у характерних перерізах, які зображено на рис. 3. Порівняння отриманих числових результатів розрахунку (суцільні криві) з результатами у тестовому прикладі (пунктирні криві) свідчать про їх повну якісну і кількісну збіжність. Для ілюстрації ефективності запропонованої методології розглядається приклад розрахунку на міцність жорсткого бетонного покриття перону нового термінального комплексу ДМА Бориспіль на стадії робочого проектування. Виконуються статичні розрахунки двохшарового жорсткого бетонного покриття на жорсткій штучній основі та на слабкій ґрунтовій основі.

Розрахунки на міцність здійснюються дискретним моделюванням набору плит скінченних розмірів $7,5 \times 7,5$ м на пружній вінклерівській основі. Коефіцієнти пропорційності (постелі) отримані як інтегровані характеристики багатшарової моделі ґрунтової основи з використанням реального інженерно-геологічного розрізу на глибину до 15 м будівельного майданчика перону термінального комплексу. Розглянуто декілька прикладів за поздовжніми та поперечними перерізами, з яких вибрано переріз з найслабшою ґрунтовою основою, для якої еквівалентний коефіцієнт постелі за методикою з роботи [1] становить

$$k_{se} = 45,4 \text{ МН/м}^3 = 4,54 \text{ кг/см}^3.$$

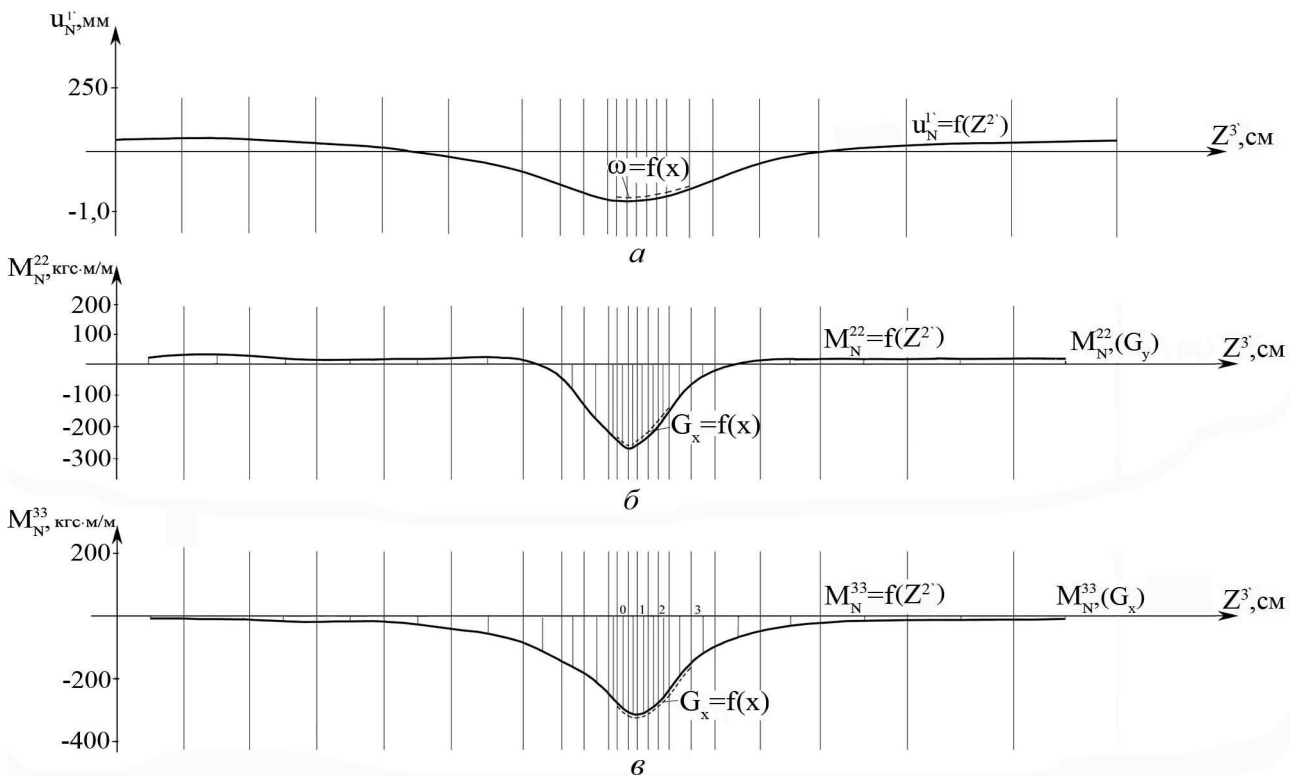


Рис. 3. Епюри у перерізі 1 - 1 від обмеженого кутового навантаження:

- а – переміщень u_N^1 ;
- б - погонних згинальних моментів M_N^{22} ;
- в - згинальних моментів M_N^{33}

Остаточно узгоджену конструкцію бетонного покриття подано рис. 4, на якому вказані фізико-механічні характеристики матеріалів усіх шарів покриття за нормативними документами [1; 6]. Як розрахункове повітряне судно для визначення колісного навантаження взято літак В747-400 ER, значення його навантаження визначають за формулою

$$F_d = \frac{F_n}{n_k} k_d \gamma_f,$$

$$F_d = \frac{969}{4} \cdot 1,15 \cdot 1,0 \cong 278,6 \text{ кН.}$$

Еквівалентний радіус колісного відбитку становить:

$$R_e = \sqrt{\frac{F_d}{\pi \rho_a}},$$

$$R_e = \sqrt{\frac{278,6 \cdot 10^3}{\pi \cdot 1,617 \cdot 10^6}} = 0,234 \text{ м,}$$

де ρ_a – значення тиску у пневматиках шасі:
 $\rho_a = 1,617 \text{ МПа.}$

Верхній шар	Цементобетон	45
Нижній шар	Пісний бетон	30
Штучна основа	Грунтоцемент	15
		90

Дані для інженерного розрахунку за СНіП 2.05.08-85

$R_{bb} = 3,73 \text{ МПа (38 кг/см}^2)$ $E_b = 3,53 \cdot 10^4 \text{ МПа (3,6} \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2)$	Бетон В40/ B_{bb} 4,4/55, $h = 45 \text{ см}$
$R_{bb} = 2,26 \text{ МПа (23 кг/см}^2)$ $E_b = 2,6 \cdot 10^4 \text{ МПа (2,65} \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2)$	Бетон В15/ B_{bb} 2,8/35, $h = 30 \text{ см}$
$R_{bb} = 0,6 \text{ МПа (6,0 кг/см}^2)$ $E_b = 1,5 \cdot 10^3 \text{ МПа (1,5} \cdot 10^4 \text{ кг/см}^2)$	Грунтоцемент М40, $h = 15 \text{ см}$ ГОСТ 23558-93

Дані для числового розрахунку за СНіП 2.03.01-84*

$R_b = 22,0 \text{ МПа (224 кг/см}^2)$, $R_{br} = 1,4 \text{ МПа (14,3 кг/см}^2)$ $E_b = 3,6 \cdot 10^4 \text{ МПа (3,67} \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2)$	Бетон класу В40 для граничного стану I групи, $h = 45 \text{ см}$
$R_b = 14,5 \text{ МПа (148 кг/см}^2)$, $R_{br} = 1,05 \text{ МПа (10,7 кг/см}^2)$ $E_b = 3,0 \cdot 10^4 \text{ МПа (3,06} \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2)$	Бетон класу В20 для граничного стану I групи, $h = 30 \text{ см}$
$R_{br} = 0,3 \text{ МПа (3 кг/см}^2)$ $E_b = 1,5 \cdot 10^3 \text{ МПа (1,5} \cdot 10^4 \text{ кг/см}^2)$	Грунтоцемент М40, $h = 15 \text{ см}$

Рис. 4. Конструкція аеродромного покриття перону

На основі конструктивної схеми покриття побудовано її еквівалентний аналог (умовна плита) за умови еквівалентності поздовжньої та згинальної жорсткості реальної конструкції покриття, при цьому еквівалентні геометричні та фізико-механічні характеристики для цього аналога отримано за формулами з роботи [4]:

$$t_{(e)} = 82,9 \cong 83 \text{ см};$$

$$\gamma_{(e)} = 0,2317;$$

$$\gamma_{cp}^{(e)} = 0,002551;$$

$$E_{(e)} = 3,157 \cdot 10^5 \text{ кгс/см}^2.$$

Параметри моделі еквівалентного колісного відбитка визначено за формулами з роботи [4]:

$$a = 23,4\sqrt{\pi} = 41,47 \text{ см},$$

беремо $a = 41,6 \text{ см}$.

$$(11)$$

Побудовано дискретну модель та розрахункову схему (рис. 5) покриття перону, яка з урахуванням симетрії уздовж осі фюзеляжу ПС включає 9 окремих плит розрахункового фрагмента.

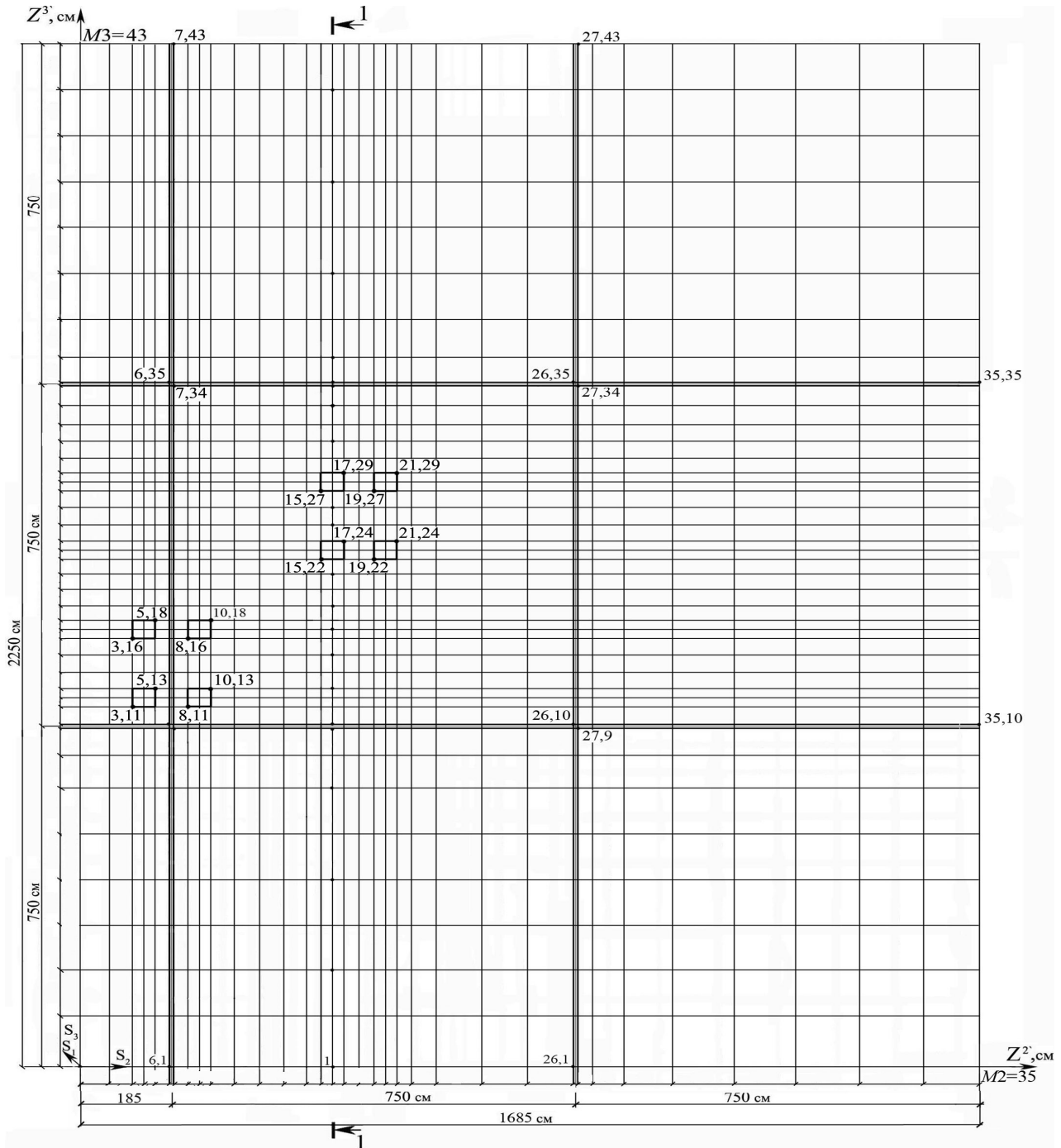


Рис. 5. Розрахункова схема покриття перону

З урахуванням рівняння (11), значення надлишкового тиску у пневматику та дискретної моделі і розрахункової схеми визначено вузлові значення навантажень у моделі колісного відбитку, який складається з чотирьох СЕ:

– для центрального вузла

$$Q_1 = \frac{41,6^2}{4} \cdot 16,2 = 7008,8 \text{ кгс};$$

– для середніх вузлів на бокових гранях

$$Q_2 = \frac{41,6^2}{8} \cdot 16,2 = 3504,4 \text{ кгс};$$

– для кутових вузлів

$$Q_3 = \frac{41,6^2}{16} \cdot 16,2 = 1752,2 \text{ кгс}.$$

З метою забезпечення адекватності взаємодії плит у розрахунковому фрагменті та в реальній конструкції, тобто якщо немає в'язів на повороти φ_2, φ_3 (відносно координатних осей глобальної системи координат $OZ^1 Z^2 Z^3$) введено на стиках плит (поздовжніх і поперечних) ребра-урізки (рис. 6).

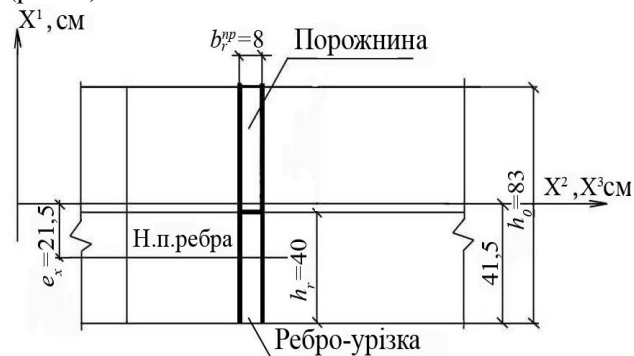


Рис.6. Моделювання стиків плит скінченних розмірів

Відповідно маємо такі значення параметрів моделей цих стикових вставок:

– відношення висоти урізки (ребра) до товщини умовної пластинки

$$\frac{h_{(2)}}{t_{(e)}} = \frac{40}{83} = 0,482;$$

– відношення ексцентриситету урізки до товщини пластинки

$$\frac{l_x}{t_{(e)}} = -\frac{21,5}{83} = -0,259;$$

– модуль пружності та коефіцієнт Пуассона матеріалу вставки

$$E_{b(r)} = 2,6 \cdot 10^3 \text{ кгс/см}^2; \nu_{b(r)} = 0,2;$$

– відношення питомої ваги матеріалу вставки до питомої ваги матеріалу умовної пластинки

$$\frac{\gamma_{b(r)}}{\gamma_e^{cp}} = \frac{0,0016}{0,002551} = 0,627.$$

Результати досліджень

Результати числового розрахунку жорсткого аеродромного покриття отримано у двох варіантах:

– з постійним коефіцієнтом постелі $C \equiv k_{se} = 4,54 \text{ кгс/см}^3$;

– зі змінним коефіцієнтом постелі у межах розрахункового фрагмента за формулою (1) (за наявності лінзи слабого прошарку ґрунту) з

$$C \equiv k_{se} = 4,54 \text{ кгс/см}^3,$$

$$C_{\min} = 3,3 \text{ кгс/см}^3.$$

За перерізом I – I (рис. 5) числового розрахунку побудовано епюри переміщень, згинальних погонних моментів та вузлових реакцій ґрунтової основи (рис. 7).

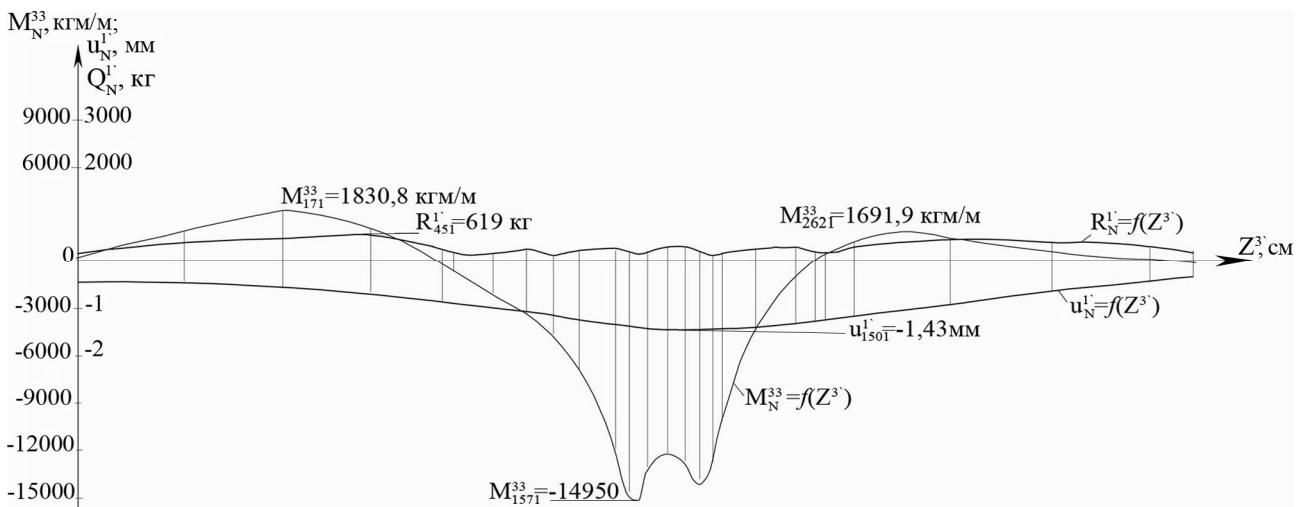


Рис. 7. Епюри прогинів, згинальних погонних моментів та реакцій основи в перерізі I–I

За цими результатами отримано дані для визначення максимальних значень головних напружень в умовній плиті і відповідно за формулами з роботи [4] напруження у верхньому та нижньому шарах реальної конструкції покриття:

$$\sigma_{1,\text{sup}} = \sigma_{\text{max}} \frac{E_{\text{sup}}}{E_{(e)}} \frac{2t_{(b)}^1 (1 - \nu_{(e)}^2)}{t_{(e)} (1 - \nu_{(1)}^2)},$$

$$\sigma_{1,\text{inf}} = \sigma_{\text{max}} \frac{E_{\text{inf}}}{E_{(e)}} \frac{2t_{(n)}^1 (1 - \nu_{(e)}^2)}{t_{(e)} (1 - \nu_{(2)}^2)}$$

або

$$\sigma_{1,\text{sup}} = k_{1,\text{sup}} \sigma_{\text{max}}^{(e)};$$

$$\sigma_{1,\text{inf}} = k_{1,\text{inf}} \sigma_{\text{max}}^{(e)}. \quad (12)$$

З урахуванням виразів (12) маємо:

$$k_{1,\text{sup}} = 1,254;$$

$$k_{1,\text{inf}} \cong 0,63;$$

$$\sigma_{1,\text{sup}} = 15,3 \cdot 1,254 \cong 19,9 \text{ кг/см}^2$$

$$\sigma_{1,\text{inf}} = 15,3 \cdot 0,63 \cong 9,64 \text{ кг/см}^2. \quad (13)$$

Визначаємо допустимі напруження:

$$|R_{bt}^{\text{sup}}| = 2R_{bt}^{\text{sup}} \cdot \gamma_c = 2 \cdot 14,3 \cdot 0,9 = 25,74 \text{ кг/см}^2;$$

$$|R_{bt}^{\text{inf}}| = 2R_{bt}^{\text{inf}} \cdot \gamma_c = 2 \cdot 9,18 \cdot 0,9 = 16,52 \text{ кг/см}^2. \quad (14)$$

З виразів (13) і (14) маємо:

$$\sigma_{1,\text{sup}} < |R_{bt}^{\text{sup}}| \rightarrow 19,9 < 25,74;$$

$$\sigma_{1,\text{inf}} < |R_{bt}^{\text{inf}}| \rightarrow 9,64 < 16,52 \text{ кг/см}^2.$$

Висновки

Виконаний комплексний розрахунок жорсткого двошарового покриття на жорсткій штучній основі (за наявності слабких прошарків у ґрунтовій основі) на колісну дію шасі В747-400ER свідчить, що запропонована конструкція бетонного покриття відповідає вимогам міцності та надійності розглянутої конструкції покриття.

За результатами розрахунків реальної конструкції покриття перону термінального комплексу ДМА Бориспіль в умовах наявності слабких прошарків ґрунтів в основі покриття можна зробити висновок, що запропонована методологія чисельних досліджень жорстких покриттів від дії колісного навантаження надважких повітряних суден є достатньо ефективною та достовірною, відповідає вимогам забезпечення надійної експлуатації аеродромів сучасних аеропортів.

Література

1. СНиП 2.05.08-85 Аеродроми. – М.: Госкомитет СССР по делам строительства, 1985. – 58 с.
2. Баженов В.А. Моментная схема метода конечных элементов в задачах нелинейной механики сплошной среды / В.А. Баженов, А.С. Сахаров, В.К. Цыхановский // Прикладная механика. – К.: Ин-т механики НАН Украины, 2002. –Т. 38 (48). – № 6, июль. – С.24–63.
3. Шимановский А.В. Теория и расчет сильнонелинейных конструкций / А.В.Шимановский, В.К. Цыхановский. – К.: Сталь, 2005. – 432 с.
4. Цыхановский В.К. Расчет тонких плит на упругом основании методом конечных элементов / В.К. Цыхановский, С.М. Козловець, А.С. Коряк. – К.: Сталь, 2008. – 234 с.
5. Коренев Б.Г. Расчет плит на упругом основании / Б.Г. Коренев, Е.И. Черниговская. – М.: ГИЛСА и СМ, 1962. – 355 с.
6. СНиП 2.03.01-84* Бетонные и железобетонные конструкции. – М.: Госстрой СССР, 1989. – 77 с.

Стаття надійшла до редакції 25.06.09.

УДК 539.3:624.071:624.01

Д.Е. Прусов, докторант

АНАЛІЗ РІВНЯНЬ РІВНОВАГИ ДИСКРЕТНОЇ РОЗРАХУНКОВОЇ МОДЕЛІ ГРУНТОВОГО ПІВПРОСТОРУ

Проведено аналіз рівнянь рівноваги розрахункової моделі неоднорідного ґрунтового півпростору з метою розробки спеціального алгоритму розв'язку систем нелінійних рівнянь для плоскої задачі з використанням методів подовження за параметром збурення, Ньютона–Канторовича і подовження за розвитком пластичних деформацій.

The analysis of equilibrium equation of discrete design model of soil semispace is realized to develop the special algorithm for nonlinear equations system solution of two-dimensional problem using continuation method by perturbation parameter, Newton-Kantorovich method, and continuation method by plastically deformation evolution.

ґрунтовий півпростір, дискретна розрахункова модель, нелінійна теорія пружності і пластичності, рівняння рівноваги

Постановка проблеми

Проблема розробки спеціального алгоритму розв'язку систем нелінійних рівнянь для плоскої задачі неоднорідного півпростору з використанням методів подовження за параметром збурення, Ньютона–Канторовича і подовження за розвитком пластичних деформацій та алгоритму реалізації спеціальних граничних умов на основі розв'язку умовної варіаційної задачі методом невизначених множників Лагранжа є актуальною задачею прикладної механіки, яку можна вирішити на основі аналізу рівнянь рівноваги дискретної розрахункової моделі ґрунтового півпростору.

Аналіз досліджень

У багатьох дослідженнях розглядають класичні задачі розподілу напружень у лінійно деформованому масиві, які зводяться до плоских (плоска деформація). У разі смугового навантаження на одиничну пластинку аналітичний розв'язок задачі визначення розподілу напружень виконувався вченими А. Лявом, М. Харром, Н. Цитовичем, Н. Герсевановим, В. Флорінім та ін. [1–3]. У результаті було отримано спрощені до практичного використання табульовані формули з визначення стискаючих, розпирних (нормальних) і зсувних напружень.

За наявності великих переміщень і значних деформацій (зсувних) рівноважний стан скінченно-елементних моделей півпростору описується системами нелінійних рівнянь достатньо великого порядку – до десяти тисяч і більше. Існує багато методів розв'язку нелінійних рівнянь, таких, як метод подовження за параметром збурення, методи установаження, методи послідовних навантажень та ін. [4].

Методи подовження розглядають як засіб отримання початкових наближень, що розширюють область збіжності використаного методу. Виходячи з цього у запропонованій методиці під час застосування методу Ньютона–Канторовича для отримання відповідного початкового наближення використовують метод подовження за параметрами збурення, які іноді класифікують як метод послідовних навантажень, але у цьому випадку цей метод використовують у сполученні з методом Ньютона–Канторовича у рамках кожного кроку методу подовження. Крім того, на кожному кроці після завершення ітерацій за Ньютоном–Канторовичем виконують ітерації за розвитком зони пластичних деформацій.

Постановка завдання – аналіз розширеної нелінійної системи рівнянь рівноваги дискретної моделі півпростору $I-L$ -го порядку з урахуванням додаткових в'язів (анкерних пристроїв, які пов'язують жорстко два вузли) під час розщеплення її на окремі блоки, які розв'язуються методом Ньютона–Канторовича.

Для задачі статички сильнонелінійної системи як параметр збурення доцільно використовувати безрозмірний параметр навантажування, вимушеного зміщення, реакцій в'язів та ін. Будемо вважати, що задача залежить від будь-якого безрозмірного параметра t , тоді маємо нелінійне рівняння

$$h(u, t) = 0; t \in [0, 1]. \quad (1)$$

Припустимо існування кривої розв'язань на інтервалі $[t_0, t]$ такої, що

$$0 = t_0 < t_1 < t_2 < \dots < t_n = 1, \quad (2)$$

тоді маємо

$$h(u, t_i) = 0, i = 1, 2, \dots, n. \quad (3)$$

Метод розв'язання рівнянь рівноваги дискретної моделі

Під час використання методу Ньютона розв'язання i -го нелінійного рівня відбувається з початковим наближенням розв'язку $i-1$ -го рівняння, оскільки розбиття інтервалу (2) завжди можна зробити таким, що різниця $t_{i+1} - t_i$ буде досить малою і розв'язок $\{u^{i-1}\}$ виявиться досить добрим початковим наближенням для $\{u^i\}$, тобто таким, що лежить в S -околі та забезпечує умови локальної збіжності.

Під час знайдення розв'язання i -го рівняння задачі (3) береться скінченна кількість ітерацій m за методом Ньютона [5] відповідно до рекурентної формули

$$u^{i,k+1} = u^{i,k} - h^1(u^{i,k}, t_i)^{-1} h(u^{i,k}, t_i), \quad (4)$$

$$k = 0, 1, 2, \dots, m-1; u^{1,0} = u^0;$$

$$u^{i+1,0} = u^i, m; i = 1, 2, \dots, n-1,$$

де

$h^1(u^{1,k}, t_i)$ – матриця Якобі відображення h .

Оскільки на практиці безпосередньо обернену матрицю Якобі системи великого порядку, як правило, не обчислюють, а замість цього віддається перевага розв'язанню системи лінійних (лінеаризованих) рівнянь, то рекурентну формулу (4) за методом Ньютона можна записати у вигляді:

$$h'(u^{i,k}, t_i) u^{i,k+1} = h'(u^{i,k}, t_i) u^{i,k} - h(u^{i,k}, t_i). \quad (5)$$

Для скорочення кількості ітерацій обчислювального процесу за методом Ньютона скористаємося теоремою Канторовича [5], згідно з якою в обчислювальному процесі (5) замість матриці Якобі використовують матрицю відображення $h(u, t)$ (відображення SE-моделі, що породжується базисними функціями Φ^N скінченних апроксимацій [6; 7] на початковій ітерації кожного i -го кроку подовження за параметром t , а саме:

$$h'(u^{i,0}, t_i) u^{i,k+1} = h'(u^{i,0}, t_i) u^{i,k} - h(u^{i,k}, t_i), \quad (6)$$

де

матриця $h'(u^{i,0}, t_i)$ залишається постійною для всіх ітерацій i -го кроку подовження.

В ітераційному процесі використовується система нелінійних рівнянь рівноваги SE-моделі півпростору, яка визначається формулою

$$\{R(u)\} - \{Q(u)\} = 0,$$

де

$\{R(u)\}$, $\{Q(u)\}$ – вектори узагальнених внутрішніх і зовнішніх сил дискретної моделі півпростору.

Тоді рекурентну формулу (6) ітераційного процесу розв'язку квазістатичної задачі (1) на кроці за часом $t + \Delta t$, « $n + 1$ » можна подати у вигляді

$$\begin{aligned} [K_{GL}^{(n)}] \cdot \{\Delta u_{i+1}^{n+1}\}_{(L)} &= \\ = \{Q(u_i^n)\}_{(G)} - \{R(u_i^n)\}_{(G)} &; \end{aligned} \quad (7)$$

$$\{u_{i+1}^{n+1}\} = \{u_i^{n+1}\} + \{\Delta u_{i+1}^{n+1}\},$$

де

$[K_{GL}^{(n)}]$ – лінеаризована матриця жорсткості SE-моделі.

Критерієм завершення ітераційного процесу (7) за $i \in$ зниження норми вектора нев'язки

$$\{r(u_i^{n+1}, t)\} = \{Q(u_i^{n+1})\} - \{R(u_i^{n+1})\}$$

до заданої малої величини

$$\{r^{i,k}, r^{i,k}\} \leq \varepsilon.$$

Розв'язок задачі у переміщеннях деякої сукупності вузлів SE-моделі здійснюється відповідно до задач математичної фізики, тобто повинні накладатися відповідні кінематичні умови – якісні і кількісні, що забезпечують геометричну незмінність системи.

В'язі SE-моделі можна розділити на дві групи: – безумовні; – додаткові (умовні).

Безумовні в'язі (жорсткі) у класичному варіанті накладають за напрямками, що збігаються з осями глобального базису, в якому визначаються невідомі переміщення системи розв'язуючих рівнянь. Існує відома стандартна процедура врахування цих в'язів, яка полягає в тому, що у процесі формування матриці системи розв'язуючих рівнянь викреслюються рядок і стовпчик, що відповідають виключеному переміщенню.

Якщо геометричні в'язі задаються рівняннями, які установлюють співвідношення між переміщеннями різних вузлів дискретної моделі, то такі в'язі будемо враховувати, як додаткові. У цьому випадку необхідно розв'язувати умовну варіаційну задачу з використанням методу невизначених множників Лагранжа [8]:

$$\left(R_N^{\alpha'} + \lambda_s \frac{\partial f(u)}{\partial u_{\alpha'}^N} - Q_N^{\alpha'} \right) \delta u_{\alpha'}^N = 0; \quad (8)$$

$$(N = 1, 2, \dots, M);$$

$$f^S(u_{\alpha'}^1, u_{\alpha'}^2, \dots, u_{\alpha'}^R, \dots, u_{\alpha'}^{M-G}, u_{\alpha'}^{M-G+1}, \dots, u_{\alpha'}^M) = 0;$$

$$S < I \quad (9)$$

Маємо розширену систему варіаційних рівнянь (8), із числом рівнянь $M+S$ і відповідним числом невідомих $u_M + \lambda_s$. Цю систему можна розв'язувати як сумісну розширену систему, що дасть математичні труднощі, пов'язані з обумовленістю матриці жорсткості.

За лінійних рівнянь в'язів (9) більш доцільними є виключення кількості рівнянь, що відповідають кількості залежних варіацій переміщень.

Одним із таких методів є метод невизначених множників Лагранжа.

Варіаційна задача (8) утримує α залежних і $I - \alpha$ незалежних із варіацій $\delta u_{\alpha'}^N$ [3].

Підбираємо множники Лагранжа λ_s так, щоб

$$F_K^{\alpha'} + \lambda_s \frac{\partial f^S(u)}{\partial u_K^{\alpha'}} - Q_K^{\alpha'} = 0$$

$$(K = I-L+1, I-L+2, \dots, I),$$

завдяки чому виключаємо L залежних із варіацій $\delta u_{\alpha'}^N$.

Усі останні варіації вільні і коефіцієнти біля них повинні обернутися в нуль, тому отримуємо остаточно систему рівнянь порядку $I - L$:

$$F_I^{\alpha'} + \lambda_s \frac{\partial f^S(u)}{\partial u_I^{\alpha'}} - Q_I^{\alpha'} = 0$$

$$(I = 1, 2, \dots, I-L).$$

Висновки

Розглянуто шляхи розв'язку систем нелінійних алгебричних рівнянь рівноваги дискретної розрахункової моделі ґрунтового півпростору зі слабкими прошарками ґрунтів з використанням методів подовження за параметром збурення, Ньютона–Канторовича і подовження за розвитком пластичних деформацій з урахуванням спеціальних граничних умов на основі розв'язку умовної варіаційної задачі методом невизначених множників Лагранжа.

Перспективи подальших розвідок стосуються проведення аналізу розв'язків тестових задач класичної механіки ґрунтів для встановлення точності запропонованої методики дослідження нелінійного деформування ґрунтового півпростору у граничному напруженому стані, що дозволить засвідчити достеменність лінеаризованих співвідношень нелінійної теорії.

Література

1. Флорин В.А. Основы механики ґрунтов / В.А. Флорин. – М.: Госстройиздат. Т.1, II, 1961. – 543 с.
2. Харр М.Е. Основы теоретической механики ґрунтов // М.Е. Харр. – М.: Изд-во лит. по стр-ву, 1971. – 320 с.
3. Цытович Н.А. Механика ґрунтов / Н.А. Цытович. – М.: Гос. Изд-во лит. по стр-ву, архит. строит. материалам. – М.: Высш. шк., 1983. – 636 с.
4. Баженов В.А., Цихановський В.К., Кислоокій В.М. Метод скінченних елементів у задачах нелінійного деформування тонких та м'яких оболонки / В.А. Баженов, В.К. Цихановський, В.М. Кислоокій. – К.: КНУБА, 2000. – 386 с.
5. Ортега Дж., Рейнболдт В. Итерационные методы решения нелинейных систем уравнений со многими неизвестными / Дж. Ортега, В. Рейнболдт. – М.: Мир, 1975. – 558 с.
6. Оден Дж. Конечные элементы в нелинейной механике сплошных сред / Дж. Оден. – М.: Мир, 1976. – 464 с.
7. Цихановський В.К., Пруссов Д.Е. Метод скінченних елементів у задачах дослідження неоднорідного півпростору з урахуванням геометричної і фізичної нелінійності / В.К. Цихановський, Д.Е. Пруссов // Опір матеріалів та теорія споруд: Наук.-техн. збірник.– Вип.75.– К.: КНУБА.– 2004.– С. 87–98.
8. Грин А., Адкинс Дж. Большие упругие деформации и нелинейная механика сплошной среды / А. Грин, Дж. Адкинс. – М.: Мир, 1985. – 455 с.
9. Ланцош К. Вариационные принципы механики / К. Ланцош. – М.: Мир, 1965.– 408 с.

УДК 620.168(045)

В.О. Краля, к.т.н., проф.
О.М. Джоган, пров. конст.
О.П. Костенко, асп.

МЕТОД ВИГОТОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ПРОСОЧУВАННЯМ РОЗЧИНОМ ЗВ'ЯЗУЮЧОГО

Запропоновано метод виготовлення деталей просочування розчином паспортизованого зв'язуючого на оснастці під вакуумним мішком.

Among a good deal of ways of part manufacturing from composite materials using of infusion methods of impregnation of a fiber reinforcement on/into the mold very increasing now. For eliminating this gap and piling up a knowledge about peculiarities of a process of infusion impregnation under vacuum bag and part manufacturing with infusion ways a method of part making of impregnation by solution of licensed resin on the mold under a vacuum bag is offered.

зв'язує, інфузійне просочування, наповнювач, полімерно-композиційні матеріали

Постановка проблеми

Композиційні матеріали (КМ) та полімерно-композиційні матеріали (ПКМ) завдяки комплексу унікальних властивостей широко застосовуються у техніці.

На цей час відомо багато технологічних процесів переробки КМ у виробі різних розмірів, конфігурації і призначення.

Основні технологічні процеси формоутворення виробів з ПКМ такі:

- 1) контактне формування:
 - ручне викладання;
 - напилення;
 - автоматизоване викладання;
- 2) формування з еластичною діафрагмою:
 - вакуумне;
 - вакуумно-автоклавне;
 - вакуумно-прес-камерне;
- 3) формоутворення тиском:
 - просочення під тиском;
 - просочення у вакуумі;
- 4) пресування у формах:
 - пряме;
 - виливане;
 - термокомпресійне;
- 5) намотування:
 - «мокре»;
 - «сухе»;
- 6) пултрузія та її аналог – екструзія [1];
- 7) попереднє формування заготовок і матів.

Кожний технологічний процес має свої особливості, переваги і недоліки.

Крім того, кожний процес зумовлений обмежувальними технологічними можливостями формоутворення виробів, параметрами процесу (тиск, температура, швидкість формування),

геометрії, форми, рівнем автоматизації та реалізації вихідної міцності компонентів і т.д. Ці можливості, з одного боку, закладені в самому методі формоутворення, а з іншого – обмежені параметрами технологічного обладнання та оснастки.

Серед багатьох методів виготовлення деталей з ПКМ останнім часом найчастіше обирають інфузійні (формоутворення тиском) методи просочення наповнювача на/в оснастці – VARTM (Vacuum Assisted Resin Transfer Molding) [2–4] і RTM (Resin Transfer Molding) [5–9].

Аналіз досліджень

Технологічний процес виготовлення виробів за методами VARTM і RTM такий:

- на форму або оснастку за необхідності наносять антиадгезійний шар і гелькоат;
- викладають пакет із шарів сухого армуючого наповнювача (скло-, органо-, вуглетканини, мату або стрічки тощо);
- на сухий наповнювач викладають засоби для подання і розповсюдження зв'язуючого, а також засоби для створення вакууму (лише для методу VARTM);
- виготовляють і герметично приклеюють вакуумний мішок поверх викладки (метод VARTM) або встановлюють відповідну форму (метод RTM);
- проводять просочення зв'язуючим унаслідок різниці тиску за допомогою трубок його подачі зв'язуючого.

Основні переваги інфузійних методів :

- висока повторюваність і точність отриманого виробу особливо для методу RTM;

- виготовлення виробу з інтегрованими закладними елементами (втулки, грибки, гайки, посилення, підкріплення);
 - немає обмежень за терміном викладання армуючого наповнювача в умовах цеху (втрата липкості або затвердіння зв'язуючого вище допустимої межі) і пов'язана з цим можливість виготовлення великогабаритних виробів;
 - висока монолітність виробу, пористість не перевищує 0,5–1 %;
 - використання армуючих наповнювачів, недоступних для традиційних методів через певні обмеження (розміри, способи отримання), тканив дво- і тривимірних наповнювачів, пакетів (preforms), утворених з потрібної кількості шарів з різною орієнтацією волокон, витканих або скріплених разом клейкими або липкими сполуками (tackifiers, binders);
 - отримання складної геометрії, зниження обмежень на форму деталей;
 - отримання високої якості поверхні деталі;
 - виключення з технологічного ланцюга операцій виготовлення препрегу, його транспортування і зберігання, а також деякого технологічного обладнання (просочувального обладнання для отримання препрегу, холодильних і морозильних камер для зберігання);
 - підвищення культури виробництва (робота з сухим армуючим наповнювачем, істотне зниження контакту працівника зі зв'язуючими та парами їх компонентів);
 - зменшення кількості шкідливих викидів в атмосферу (розчинники тощо);
 - зниження енергозатрат і собівартості технологічного процесу;
 - зниження невиробничої витрати матеріалів (не більше 1–5 %);
 - можливість механізації та автоматизації операцій;
 - зниження вимог до кваліфікації працівників.
- До недоліків слід віднести:
- немає досвіду застосування подібних технологій в авіації країн СНД, специфічний підхід до створення технологічних процесів, оснастки;
 - наявні зв'язуючі для процесів RTM та VARTM мають невисокі теплостійкість і механічні характеристики у стверділому стані;
 - малу номенклатуру паспортизованих RTM і VARTM зв'язуючих;
 - складну високоточну оснастку, особливо для процесів RTM;
 - необхідність застосування допоміжного обладнання, технологічних матеріалів.

Як приклад аерокосмічних конструкцій, виконаних процесами RTM та VARTM за межами країн пострадянського простору можна назвати:

- елементи основної опори шасі гвинтокрила NH-90;
- лонжерони з синусоїдальними стінками, шпангоути переднього паливного баку, створки повітророзбірника і стрингери для інших агрегатів літака F-22;
- обтікач пілона несучого гвинта, основа навіски редуктора гвинтокрила CH-47;
- кесон кіля літака Falcon 7X.

Просочування розчином зв'язуючого

Для виготовлення авіаційних конструкцій допускаються матеріали, паспортизовані авіаційною владою. Досвід виготовлення деталей методом RTM в СНД дуже обмежений, зокрема, (баки для хімікатів) [10], майже зовсім немає інформації про застосування VARTM методів.

Як зв'язуючий використано розчин 5-211БН, як оснастку можна використати металеву або пластикову форму будь-якої конфігурації.

До складу розчину зв'язуючого 5-211БН входить:

- епоксидна смола ЕД-20 (ГОСТ 10587): продукти поліконденсації дифенілпропану з епіхлоргідринном в луговому середовищі;
- галагеновісна епоксидна смола УП-631У (ТУ 6-05-1689-79): продукт конденсації епіхлоргідрину з тетрабромдифенілпропаном;
- фенольна смола резольного типу СФ-341А (ГОСТ 18694-80);
- спирто-ацетонова суміш у співвідношенні 1:1 ректифікованого етилового спирту (ГОСТ 5967-67) і технічного ацетону (ГОСТ 2603-71).

Спочатку досліджували вибір належної концентрації зв'язуючого 5-211БН для просочування. Стандартна концентрація зв'язуючого 5-211БН для виготовлення препрегів – 55 %.

Експериментальні роботи було проведено з концентрацією 50, 55, 60 та 65 %. Зменшення концентрації розчину менше ніж 50 % значно погіршує якість майбутнього виробу, а збільшення понад 65 % значно ускладнює процес просочування. Зв'язуюче з потрібною концентрацією отримують двома способами:

- для отримання концентрації понад 55 % зв'язуюче випаровується з допомогою відкритої сушарки у приміщенні;

– для отримання концентрації менше ніж 55% зв'язуюче розбавляють розчинником до потрібної щільності і в'язкості розчину за заданої температури.

При цьому фіксується температура повітря і розчину, щільність розчину зв'язуючого і його в'язкість. Температуру вимірюють термометром, щільність – ареометром АОН-2, в'язкість – вискозиметром ВЗ-246.

Експериментальні зразки виготовлено інфузійним просочуванням з 2, 4 і 8 шарів склотканини Т-10-14 сатинового плетіння, направлення основи тканини – 0°.

Після просочування зразки піддавали вакуумно-автоклавній термообробці за традиційним режимом для розчину зв'язуючого 5-211БН.

Проведено випробовування зразків на розтягнення (ГОСТ 11262-80), стиснення (ГОСТ 4651-82), вигин (ГОСТ 4648-71) та фізико-хімічний аналіз. Механічні характеристики пластику під час просочування розчином зв'язуючого різної концентрації і з різною кількістю шарів наведено в таблиці.

Найбільш якісні результати отримано на пластику з чотирьох шарів після просочення розчином з концентрацією 60–65 %.

Зі зростанням товщини пакета вміст зв'язуючого зменшується, за непрямыми вимірюваннями пористість збільшується. Відносно високі характеристики пластику за концентрації 50 % обумовлено значно більшим часом витримки деталі під вакуумом після просочування, що зменшує пористість.

Оскільки виготовлення великогабаритних деталей обмежує процес гелювання зв'язуючого до повного просочування наповнювача, для підвищення швидкості просочування було проведено експерименти з метою виявлення найкращого транспортного каналу.

Для пришвидшення розповсюдження зв'язуючого у наповнювачі було розглянуто різні варіанти транспортних каналів:

- поверхневий шар з лавсанової тканини;
- полоси склорівінгової тканини;
- сітки різноманітних матеріалів з різними розмірами чарунок.

Механічні характеристики пластику

Номер експерименту	Концентрація зв'язуючого, %	Кількість шарів	Вміст зв'язуючого, % вагових	Межа міцності, кгс/мм ²		
				на розтягнення	на стиснення	на вигин
1	50	2	26,9	–	–	–
		4	28,0	55,45	50,4	102,8
		8	27,3	74,0	58,5	58,3
2	55	2	26,8	–	–	–
		4	23,0	54,0	50,6	80,9
		8	20,0	58,9	48,4	42,9
3	60	2	31,1	–	–	–
		4	27,8	56,3	52,4	–
		8	23,4	58,1	54,6	–
4	65	2	29,3	–	–	–
		4	28,1	57,5	49,1	–
		8	24,9	68,0	58,8	–
Паспортні дані	–	–	–	58,0	60,0	86,0

Застосування транспортних каналів пришвидшило просочування у 1,5–3 рази. Найбільша швидкість спостерігалася на склосітці з тефлоновим покриттям з чарунками 3×3 мм.

Наступним етапом роботи було виготовлення з ПКМ розробленим методом плоскої панелі. Основна обшивка панелі складалася з чотирьох шарів склотканини Т-10-14, напрямок основи тканини – 0°.

Стрингер у вигляді рифту виготовлено з пінопласту Rohacell 71 WF трапецевидного профілю. Підсилення на ньому викладено з двох шарів склострічки ЛСК-ВМ-80-79. Для подання зв'язуючого використано поліетиленову спіральну трубку фірми Airtech. Вакуумний мішок виготовлено з м'якої нейлонової плівки високої еластичності Ipplon®КМ 1300 фірми Airtech (рис. 1).



Рис. 1. Панель із пінопластовим стрингером

Деталь просочувалась 60 %–ним розчином зв'язуючого 5-211БН під вакуумним мішком, після чого було проведено термообробку за режимом зв'язуючого 5-211БН.

З виготовленої деталі було вирізано пласкі зразки-свідки, на яких досліджували механічні і фізико-хімічні властивості:

- вміст зв'язуючого 27,0 % вагових;
- пористість 0,9 % об'ємних;

- межа міцності на вигин 52,5 кгс/мм²;
- межа міцності на стиснення 37,5 кгс/мм².

Заключним етапом роботи стало виготовлення авіаційної деталі методом інфузії 60 %–ним розчином зв'язуючого 5-211-БН, отримано позитивні характеристики, пористість становила 0 % (рис. 2).



Рис. 2. Натуральна авіаційна деталь

Висновки

1. Запропонований метод дозволяє використовувати існуючі в авіації паспортизовані зв'язуючі для виготовлення деталей інфузійними процесами.
2. Для тонкошарових конструкцій (до чотирьох шарів тканини наповнювача типу Т-10-14) запропонований метод дає характеристики, які фактично відповідають паспортним. Це дає можливість рекомендувати метод для виготовлення мало- та середньонавантажених елементів техніки.
3. Найбільш якісні результати отримані з 60–65 %–ю концентрацією розчину зв'язуючого. Збільшення концентрації зв'язуючого значно зменшує відстань просочування.
4. Для прискорення просочування запропоновано використовувати транспортні канали у вигляді стрічок з нещільних структур уздовж шляху зв'язуючого.
5. Перспективно застосовувати запропонований метод для ремонту авіаційної техніки.

Література

1. Буланов И.М. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: учеб. для вузов / И.М. Буланов, В.В. Воробьев. – М.: МГТУ им. Н.С. Баумана, 1998. – 516 с.
2. *Composite materials handbook*. Vol. 3. Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis. VIL-HDBK-17-3F. Vol/ 3 of 5. – 17 June 2002. – 693 p.
3. *Patent* No 6,964,561 B2 (US), Int. Cl.⁷ B29C 70/48. High-performance infusion system for VARTM fabrication/ Michael Louderback, Daniel Brennan, Raymond Cabales; V System Composites, Inc. – Appl. No. 10/420,398; Filed: Apr. 22, 2003; Date of Patent: Nov. 15, 2005.
4. *Morgan P.* Carbon fibers and their composites / P. Morgan. – Boca Raton: Taylor&Francis, 2005. – 1153 p.
5. *Patent* No 4,762,740 (US), Int. Cl.⁴ B32B 3/02. Resin transfer molding core, perform and process/ Carl F. Johnson, Norman G. Chavka; Ford Motor Comp. – Appl. No. 61,763; Filed: Jun. 15, 1987; Date of Patent: Aug. 9, 1988.
6. *Patent* No 5,187,001 (US), Int. Cl.⁵ B29C 45/77. Resin transfer molding apparatus/ James K. Brew; GenCorp Inc. – Appl. No. 806,821; Filed: Dec. 6, 1991; Date of Patent: Feb. 16, 1993.
7. *Patent* No 5,306,448 (US), Int. Cl.⁵ B29C 43/10. Method for resin transfer molding process/ Robert V. Kromrey; United Nechnologies Corp. – Appl. No. 138,776; Filed: Dec. 28, 1987; Date of Patent: Apr. 26, 1994.
8. *Patent* No 5,464,337 (US), Int. Cl.⁶ B29C 70/44. Resin transfer molding system/ Edward Bernardon, Michael F. Foley; The Charles Stark Draper Laboratories. – Appl. No. 271,561; Filed: Jul. 7, 1994; Date of Patent: Nov. 7, 1995.
9. *Patent* No 5,588,392 (US), Int. Cl.⁶ B63B 5/24. Resin transfer molding process/ Francis V. Bailey; Outboard Marine Corp. – Appl. No. 423,783; Filed: Apr. 18, 1995; Date of Patent: Dec. 31, 1996.
10. *Руководство по технологичности самолетных конструкций / под руководством П.Н. Беянина.* – 4-е изд. – М.: НИАТ, 1983. – С. 393.

Стаття надійшла до редакції 04.06.09.

УДК 624.014

В.М. Першаков, к.т.н., проф.
Л.М. Коцюбинська, студ.
І.П. Лоза, студ.
Т.А. Місірук, студ.

ЕФЕКТИВНІ КОНСТРУКЦІЇ ОДНОПОВЕРХОВИХ МЕТАЛЕВИХ РАМНИХ КАРКАСІВ

Узагальнено та проаналізовано конструктивні рішення одноповерхових металевих рамних каркасів промислових, цивільних і сільськогосподарських будівель за останні 20 років. Виявлено найбільш ефективні конструкції і напрям їх розвитку.

Summarizing and analysis of the constructive decisions of one-storeyed metal frame skeletons of industrial, civil and agricultural buildings under the certificates of authorship and patents of the leading countries for last 20 years is carried out. The most effective designs and direction of their development are revealed.

конструктивні рішення, металеві рамні каркаси

Постановка проблеми

У 70–80 роки ХХ ст. в колишньому СРСР були надзвичайно поширені одноповерхові рамні каркаси для промислових, цивільних і сільськогосподарських будівель [1].

Нині виникла необхідність з'ясувати, які винаходи і патенти розроблені за останні роки у провідних країнах стосуються ефективних конструкцій одноповерхових металевих рамних каркасів.

У зв'язку з цим на кафедрі комп'ютерних технологій будівництва факультету аеропортів Національного авіаційного університету було проведено узагальнення та аналіз ефективних конструкцій одноповерхових металевих рамних каркасів за авторськими свідоцтвами і патентами за останні 20 років.

Узагальнення конструктивних вирішень рамних каркасів

1. У 1982 р. в ЦНДПроектстальконструкція було запропоновано винахід, метою якого є зниження металомісткості конструкції.

Рамна конструкція (рис. 1) складається з ламаного контуру ригеля 1, стояка 2, затягування 4, прикріпленого до кронштейнів 3, розташованого на нижній стороні ригеля 1 і зміщеною у середину рами відносно жорсткого вузла 5 сполучень ригеля зі стояком.

Конструкція кронштейна може бути використана як опора 6 підвісних кран-балок.

Подовжню вісь затягування 4 раціонально зцентрувати у вузлі 5 сполучень ригеля зі стояком.

Для рамних систем з різними прольотами, висотами і навантаженнями, що діють, рамна конструкція дає змогу знизити металомісткість ригеля на 20–30 %.

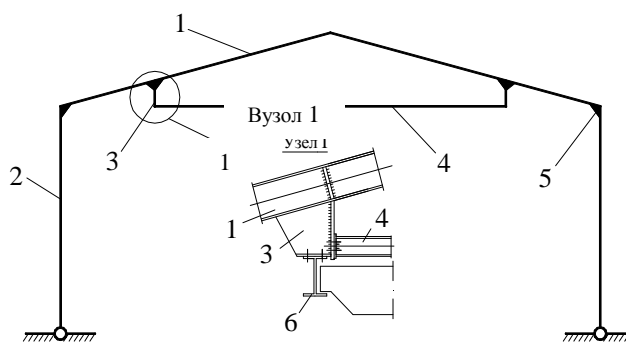


Рис. 1. Рамна конструкція:

- 1 – ригель;
- 2 – стояк;
- 3 – кронштейн;
- 4 – затягування;
- 5 – жорсткий вузол;
- 6 – опора підвісних кран-балок

2. Для зниження металомісткості і підвищення компактності під час транспортування було запропоновано конструктивне рішення Проектним інститутом «Ленінградський водоканалпроект» і ЛІСИ в 1989 р. (рис. 2).

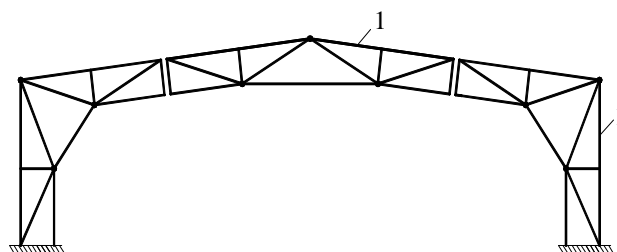


Рис. 2. Збірно-розбірна рама з модульних елементів 1

Збірно-розбірна рама (рис. 2) з модульних елементів 1 включає ригель і стояки, утворені з'єднаними між собою модульними елементами 1 у вигляді наскрізних багатокутників.

Кожний модульний елемент *1* виконаний з двох однакових прямокутних трапецій, сполучених шарніром у вершинах гострих кутів з можливістю складання з примиканням довгих сторін. Затягуванням сполучені вершини тупих кутів прямокутних трапецій кожного модульного елемента *1*.

Залежно від кількості модульних елементів можна створювати рами різних прольотів.

3. У 1993 р. було проведено дослідження Проектним і конструкторсько-технологічним інститутом легких металоконструкцій і запропоновано винахід з підвищенням несучої здатності і жорсткості конструкції.

Рама каркаса будівлі (рис. 3) містить зварні ригелі *2* і стояки *10*, такі, що складаються з поясів *1* та *9* і розкосів *3* та *7*.

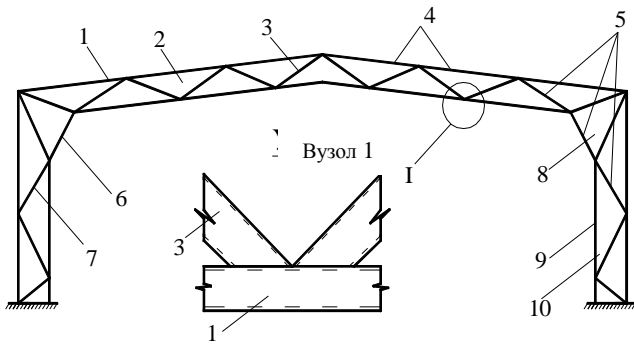


Рис. 3. Рама каркаса будівлі:

- 1* та *9* – пояси;
- 2* – ригель;
- 3* та *7* – розкоси;
- 4* – панель;
- 5* – ламана лінія;
- 6* – підкоси;
- 8* – рівнобедрений трикутник;
- 10* – стояки

Ригель *2* зі стояками *10* сполучені підкосами *6*, які розміщені у внутрішньому контурі рами та утворюють спільно з примикаючими розкосами *3* та *7* з'єднання із зовнішніми поясами *1* та *9* ригелів *2* і стояків *10* по ламаній лінії *5*, описаною кривою другого порядку. При цьому розміри поперечних перетинів ригеля *2* і стояків *10* рівні, а в карнизному вузлі з'єднання ригеля *2* зі стояком *10* за допомогою підкоса *6* утворений рівнобедрений трикутник *8*.

Підкоси *6* ригеля *2* і стояків *10* у вузлах з'єднання з поясами *1* та *9* сполучені між собою уздовж крамок прилеглих стінок. Окрім цього, співвідношення довжини панелі *4* поясів *1* та *9* до висоти перетину елементів рами, тобто ригелів *2* і стояків *10*, перебуває в межах 1...5.

Застосування каркаса дає змогу знизити металомісткість на 25...30 %, збільшити корисний об'єм будівлі і підвищити його жорсткість.

4. У Казанській державній архітектурно-будівельній академії у 2005 р. було запатентовано конструкцію сталеві рами. Технічний результат винаходу направлений на зниження витрати сталі, трудомісткості виготовлення і монтажу.

Сталева рама (рис. 4) складається зі стояка *6* і ригеля *1*, виконаних із прокатного профілю, наприклад, двотавра.

Скріплені кінці стояка і ригеля мають поздовжній розріз, нижні кінці яких відігнуті і утворюють підкоси, вони сполучені між собою через фланці *4* на болтах *2*.

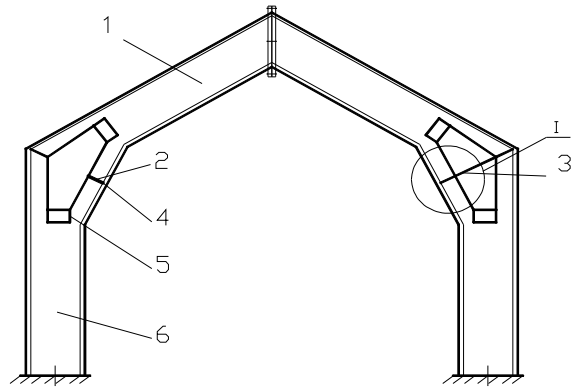


Рис. 4. Сталева рама:

- 1* – ригель;
- 2* – болти;
- 3* – сполучний елемент;
- 4* – фланці;
- 5* – фасонка;
- 6* – стояки

Місце перегину підсилюють фасонкою *5*. Якщо підкоси сполучені між собою під кутом, тоді між вузлом їх з'єднання і вузлом з'єднання стояка з ригелем встановлюють сполучний елемент *3*.

Сталева рама не зважаючи на те, що виготовлена з однотипного профілю, у найбільш напруженому вузлі (тобто в карнизі) має розвинений поперечний перетин, що дає змогу сприймати значно більше навантаження.

Сталева рама (рис. 4) забезпечує зменшення витрати сталі і знижує трудомісткість виготовлення і монтажу.

У 2006 р. набули поширення будівлі з легких металоконструкцій.

5. У зв'язку з цим фінансово-будівельна компанія «Актив» розробила корисну модель, мета якої – зниження металомісткості зі збереження експлуатаційної надійності будівлі (рис. 5).

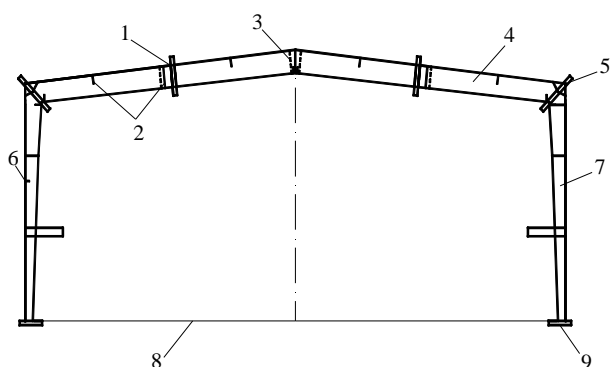


Рис. 5. Будівля з легких металоконструкцій:

- 1,5 – фланці;
- 2 – ребра жорсткості;
- 3 – підкоси;
- 4 – ригелі;
- 6, 7 – колони;
- 8 – затягування;
- 9 – пластини

Каркас будівлі з легких металевих конструкцій складається з рами, зібраної з колон 6 та 7 і ригелів 4, виконаних із зварних двутаврів змінного перетину і з'єднаних один з одним за допомогою фланців 5.

Елементи ригеля з'єднані один з одним з допомогою фланців 1.

Колони 6 та 7 і ригелі 4 посилені ребрами жорсткості 2, які можуть бути виконані на всю висоту перетину або її частину, підкосами 3 і з'єднані затяжками 8.

Колони 6 та 7 шарнірно сполучені з фундаментом за допомогою пластини 9.

Каркас будівлі утворений секціями рам, з'єднаних одна з одною системою вертикальних і горизонтальних зв'язків.

Касети виконані з гнутого металевого листа у вигляді П-подібної скоби, довгий бік якої відповідає кроку секції рамної конструкції і становить переважно 6 м.

Короткі боки касети Г-подібної форми мають відбортовані кромки (рис. 6).

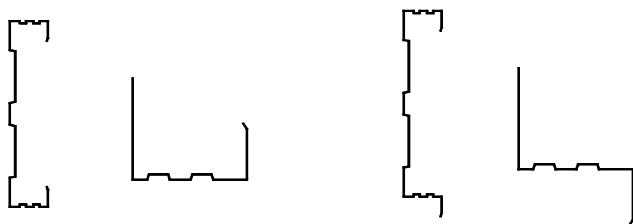


Рис. 6. Касети з гнутого металевого листа

Варіанти виконання касет обумовлені їх розміщенням в огорожувальній конструкції будівлі.

Довгі і короткі боки касет мають технологічні П-подібні пази і виїмки, які забезпечують можливість кріплення утеплювача, ущільнювача, облицювальних елементів.

Касети кріпляться одна до одної та елементів рами за допомогою металовиробів, утворюючи, відповідно, горизонтальну і вертикальну лінії стиків.

Конструкція будівлі з легких металоконструкцій дає змогу понизити трудомісткість виготовлення і монтажу будівель.

Можливість виключення прогонів з конструкції будівлі забезпечується за рахунок використання як огорожуваних конструкцій, касет із гнутого металевого профілю і призводить до зниження металомісткості зі збереженням експлуатаційної надійності будівлі.

Такі конструкції можуть бути використані для зведення великопрогонних будівель, зокрема в сейсмонебезпечних районах.

6. Як результат співпраці фахівців Австралії та Росії, в 2003 р. було запатентовано рамну конструкцію.

Винахідники створили рамну конструкцію, яка скорочує час, потрібний для установлення або полегшення установлення пристрою для кондиціонування повітря і конденсації на даху (рис. 7).

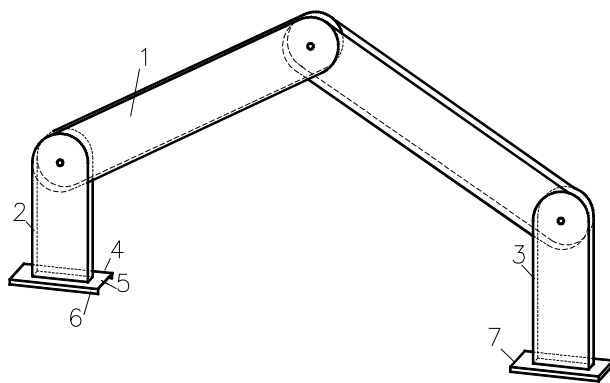


Рис. 7. Рамна конструкція:

- 1 – рамна конструкція;
- 2, 3 – трубчасті елементи;
- 4, 7 – відкриті трубчасті елементи;
- 5, 6 – пластини

Запропоновану рамну конструкцію для будівлі або навісу (рис. 7) утворюють два подовжені елементи 1, 2.

Перше призначене для кріплення і з'єднання разом двох подовжених елементів з можливістю їх повороту відносно один до одного.

Рамна конструкція 1 включає відкриті трубчасті елементи 4, 7, які мають *u*-подібний поперечний перетин.

Кожен із відкритих трубчастих елементів 4, 7 містить верхню пластину 5 і бокові пластини 6.

Відкриті трубчасті елементи 4, 7 прикріплені до нижніх кінців трубчастих елементів 2 і 3 за допомогою верхніх пластин 5 так, що верхня поверхня пластини 5 контактує з нижнім кінцем трубчастих елементів 2 і 3.

Відкриті трубчасті елементи 4 та 7 прикріплені до трубчастих елементів 2 і 3 таким чином, що подовжня вісь кожного відкритого трубчастого елемента 4 та 7 перпендикулярна до бокових стінок трубчастого елемента 2 або 3.

Бокові пластини 6 під'єднані знизу до верхньої пластини 5 приблизно під кутом 90° .

7. Будівля типу «Орськ» являє собою систему каркаса з плоских рам (виготовлених за технологією і на устаткуванні німецької фірми «Плауен»), що встановлюються з кроком 6 м.

Кожна рама працює на один прогін.

Багатопрогонні будівлі зводять установленням потрібної кількості суміжних автономних рам, конструктивно не зв'язаних між собою.

Базовими є будівлі з шириною прогону 12, 18, 24 м і заввишки до низу несучої конструкції 6,32 м для безкранового і 7,52 м для варіанта з краном (рис. 8).

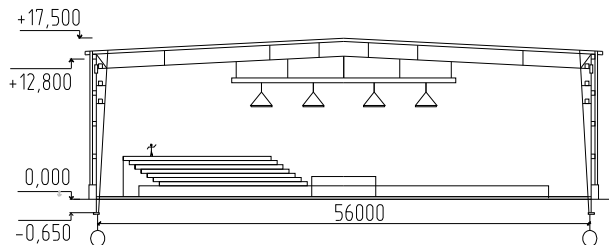


Рис. 8. Схема спортивної споруди з використанням рам змінного перерізу

Розроблено взаємозамінні види каркасів типу «Орськ», «Орськ-1» і «Орськ-2».

Каркас рам типу «Орськ-1» виконують коробчатого перерізу, каркас типу «Орськ-2» з гнutoзварних профілів.

Обидва види каркасів дають змогу встановити у будівлі крани мостові електричні вантажопідйомністю 5 т, а у разі управління з підлоги – 8 т.

Усі монтажні з'єднання виконують на болтах. Завдяки унікальній конструкції каркаса монтаж рамних будівель типу «Орськ» дуже простий і здійснюється в короткі терміни з мінімальним залученням вантажопідйомних механізмів.

Стіни всіх будівель складаються з тришарових панелей зі сталевими обшивками і мінераловатним утеплювачем.

У базовий комплект постачання для зведення будівлі входять:

- каркас;
- покрівля;
- тришарові стінові панелі;
- вікна;
- ворота;
- двері.

Рамними конструкціями змінного перерізу є несучі каркаси із зварних двутаврів. Будівлі з такими каркасами характеризуються мінімальною металомісткістю, архітектурною виразністю, гнучкістю об'ємно-планувальних рішень.

Широкі можливості рамних конструкцій змінного перерізу дають змогу ефективно використовувати їх у будівлях з прогонами 24–80 м промислового і суспільного призначення, ринків, спортивних арен і залів, фізкультурно-оздоровчих комплексів, ангарів для літаків та інших інженерних споруд (рис. 8, 9).

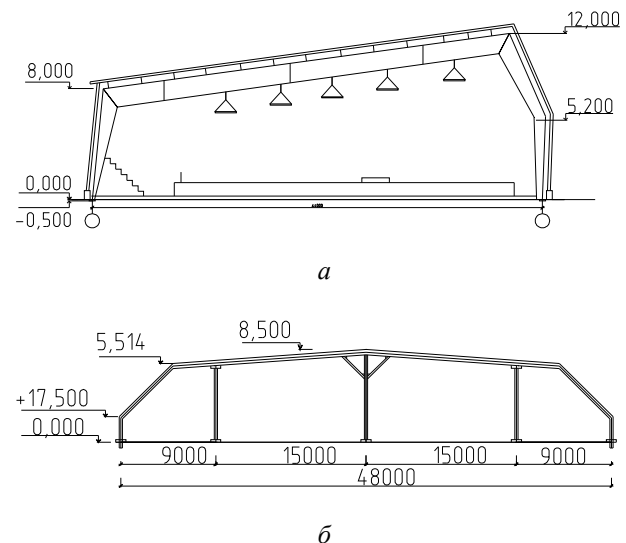


Рис. 9. Схема будівлі на основі рам змінного перерізу

8. У своєму винаході фахівці Білоруського політехнічного інституту досягли зниження матеріаломісткості каркаса і трудомісткості його зведення, а також збільшення корисної площі будівлі.

Каркас одноповерхової багатопрогінної будівлі (рис.10) включає колони 4, 5, розташовані по внутрішніх осях каркаса і шарнірно опертих на фундаменти 9, 10, елементи 2 жорсткості, будівельні конструкції 1, опертих на колони жорстко або шарнірно і стінове огороження 3 та 6.

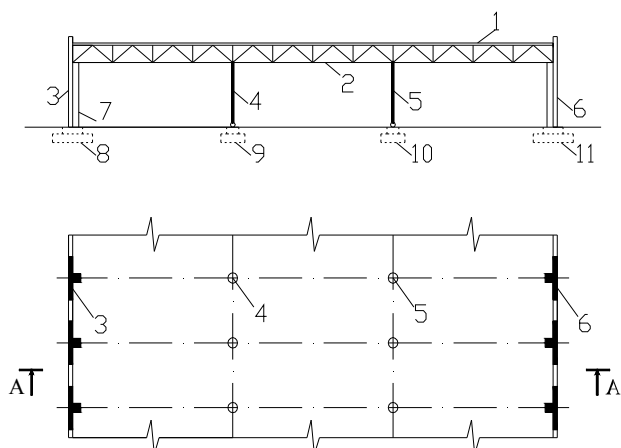


Рис. 10. Каркас одноповерхової багатопрогінної будівлі:

- 1 – будівельна конструкція;
- 2 – елемент жорсткості;
- 3, 6 – стінове огороження;
- 4, 5 – колони;
- 7 – пілястр;
- 8, 11 – стінові панелі;
- 9, 10 – фундаменти

Елементи 2 жорсткості мають вигляд встановлених уздовж зовнішніх подовжніх осей каркаса стінових панелей 8, 11 з пілястром 7, жорстко з'єднаних з фундаментами 9, 10 і жорстко або шарнірно – з будівельними конструкціями 1, встановленими на пілястрах 7.

Стінові панелі 8, 11 мають висоту, яка дорівнює висоті будівлі, і ширину, яка дорівнює кроку колон 4, 5. Елементи 2 жорсткості забезпечують жорсткість каркаса як у подовжньому, так і в поперечному напрямках.

Якщо на каркас діють горизонтальні вітрові навантаження, вони сприймаються у площині кожної поперечної рами лише стіновими елементами 8, 11 з пілястром 7, що затиснуті у фундаменті 9, 10, а колони 4, 5, оперті шарнірно на фундаменти 9, 10, жодних горизонтальних навантажень не сприймають.

За рахунок того, що стіновий елемент 8, 11 виконує захисні функції, знижується витрата матеріалів і трудовитрат під час монтажу і збільшується корисна площа будівлі.

9. У Росії в 1997 р. запатентований винахід, який дає змогу забезпечити цілісність каркаса в разі вибуху і можливість нормальної експлуатації після дії вибухової хвилі.

Усі шарніри виконані з пластин та опорних пальців, а їх пластини встановлені на фундаменти і торці трубчастих стояків і ригелів, а фасонки розташовані на відстані від вузлів з'єднання стояків та ригелів. При цьому каркас забезпечений енергопоглинальними пристроями, установленими між фасонками стояків та ригелів і з'єднаними з ними болтами (рис. 11).

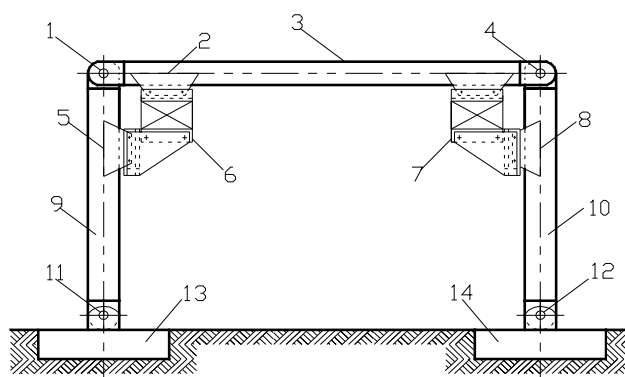


Рис. 11. Каркас споруди:

- 1, 4, 11, 12 – опорні пальці;
- 2, 5, 8 – фасонки;
- 3 – трубчастий ригель;
- 6, 7 – енергопоглинальні пристрої;
- 9, 10 – трубчасті стояки;
- 13, 14 – фундаментні плити

Кожен енергопоглинальний пристрій виконаний у вигляді нижнього і верхнього опорних столиків з швелерів, перший з яких прикріплений до фасонки стояка, а другий до фасонки ригеля, блока з матеріалу з вертикальними каналами, встановленого між верхнім і нижнім опорними столиками, і пружин, розміщених в каналах блока і закріплених верхнім кінцем на верхньому опорному столику, а нижнім кінцем на нижньому опорному столику за допомогою опорних дисків, шайб і гайок.

Каркас такої споруди (рис.11) складається з фундаментних плит 13, 14, трубчастих стояків з пластинами на кінцях 9, 10, трубчастого ригеля з пластинами на кінцях 3, опорних пальців 1, 4, 11, 12, фасонки 2, 5, 8, енергопоглинальних пристроїв 6, 7. Технічне рішення каркаса споруди забезпечує цілісність каркаса під впливом надрозрахункової дії вибуху і можливість нормальної експлуатації будівлі або споруди.

10. Російський вчений С.М. Баранов запатентував винахід, метою якого є забезпечення можливості швидкого зведення і збирання-розбирання конструкцій з дотриманням високої жорсткості за рахунок спрощення з'єднання елементів рами і використання легких шарнірних вузлів з'єднання.

Металеву раму каркаса будівлі (рис.12) виконано дзеркально симетрично відносно вертикальної осі. Рама складається з двохсклоного ригеля 2 і похилих стояків 9.

Зовнішній кінець кожного із скатів ригеля 2 шарнірно прикріплений до вершини похилого стояка 9 і шарнірно сполучений з верхнім кінцем похилої затяжки 5 утворенням вузла 1 з'єднання.

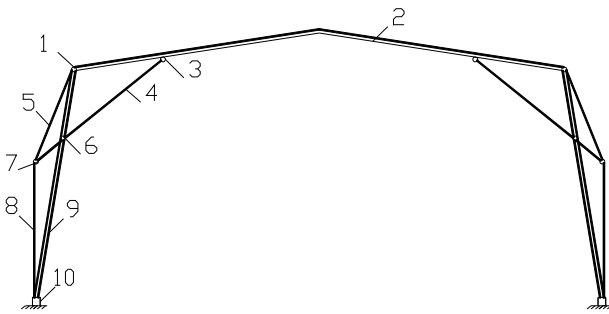


Рис. 12. Металева рама каркаса будівлі:

- 1, 3, 6, 7 – вузли;
- 2 – двосхилий ригель;
- 4 – розкіс;
- 5 – похиле затягування;
- 8 – вертикальна затяжка;
- 9 – похилий стояк

Кожне крило рами забезпечене похилим розкосом 4, що працює на стискування, верхній кінець його шарнірно з'єднаний з проміжною ділянкою ската ригеля 2 з утворенням вузла 3, а проміжна ділянка розкоса 4 шарнірно з'єднана з проміжною ділянкою похилого стояка 9 з утворенням вузла 6.

Нижній кінець розкоса 4 шарнірно з'єднаний з нижнім кінцем похилої затяжки 5 і з верхнім кінцем вертикальної затяжки 8 з утворенням вузла 7 з'єднань, а нижній кінець вертикальної затяжки 8 жорстко прикріплений до основи похилого стояка 9 з утворенням вузла 10 з'єднання.

При цьому затяжка 5 має менший кут нахилу до горизонту, ніж похилого стояка 9, розкіс 4 має менший кут нахилу до горизонту, ніж затяжка 5, а затяжку 8 виконано вертикальною, що наближає конструкцію описуваної рами до арочного типу, зберігаючи корисні для оптимальної конфігурації простору приміщення властивості прямокутної рами.

11. З метою підвищення несучої здатності і уніфікації у 1989 р. було запропоновано елемент для арки НДІ будівництва та архітектури Держбуд КиргРСП і ЦНДІСК ім. В.А. Кучеренка.

Елемент (рис. 13) містить:

- верхній пояс 1;
- стояки 4, 5;
- розкоси 3;
- гнучкий нижній пояс 2, 8.

Торцевий стояк 6 шарнірно з'єднаний з верхнім поясом 1, а стрижень-хомут 7 – зі стояком 6 і вільно охоплює нижній гнучкий пояс 2, 8 під розкосом 3.

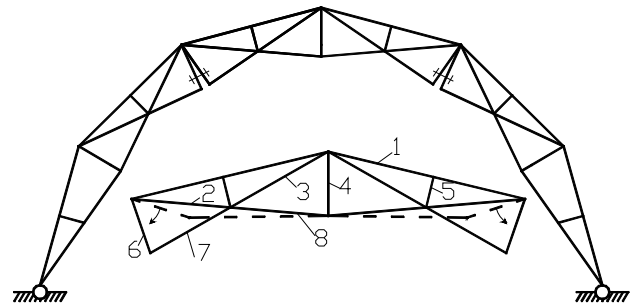


Рис. 13. Несучий будівельний елемент для арки:

- 1 – верхній пояс;
- 2, 8 – гнучкий нижній пояс;
- 3 – розкіс;
- 4, 5 – стояки;
- 6 – торцева стояк;
- 7 – стрижень-хомут

Запропонований будівельний елемент повністю виготовляють на заводі.

Гнучкі елементи 2, 3 і 8 виконані з канатів, високоміцного дроту або арматурних стрижнів.

Жорсткі елементи 1, 4, 5 і 6 виконані з гнучкого або прокатного швелера.

Гнучкі розкоси і нижній пояс 2, 8 приєднані на місці зварювання без проміжних сполучних деталей до зовнішніх граней верхнього поясу 1 і стояки 4, 5.

Аналіз досліджень та публікацій

Всього за період 1982–2007 рр. було проаналізовано у колишньому СРСР – 5 патентів, Росії – 5, Австралії – 1 і конструкції будівель типу «Орськ-1».

Деякі винаходи стосуються рамних металевих конструкцій із затягуванням для сприйняття розпору, причому в конструкції ЦНДІпроектсталь-конструкція, затягування кріпиться на відстані 1/3 довжини піврами від карнизного вузла з одночасним підвішуванням опори шляхів підвісних кран-балок.

У конструкції збірно-розбірної рами затягування сполучає вершини тупих кутів прямокутних трапецій кожного модульного елемента.

Сталева рамна конструкція Казанської державної архітектурно-будівельної академії виконана з двотавра, який у карнизному вузлі має подовжний розріз. Нижні кінці відігнуті, утворюють підкоси та з'єднані між собою через фланці на болтах.

Конструкції рам типу «Орськ» виконано з двотавра змінного перерізу і характеризуються гнучкістю об'ємно-планувальних рішень. Викликають інтерес багатопролітні й просторові рамні

конструкції з шарнірно-опертими колонами на фундамент; балочна структура з металевими колонами, підкосами й балками, в якій досягаються рівна міцність і стійкість.

Окремими винаходами є арки та рами криволінійного контура: металева рама каркаса будівлі включає двосхилий ригель, похилі стояки і розкоси, шарнірно з'єднані затягування і розкоси; будівельна арка складається з верхнього поясу, стояків, розкосів і гнучкого нижнього поясу.

Висновки

1. За останні 20 років конструкції металевих однопрогонних, багатопрогонних і просторових рам для каркасів одноповерхових будівель продовжують удосконалювати.

2. Набула поширення конструкція затягувань для сприйняття розпору для однопрогонних каркасів будівель.

3. Отримали розвиток багатопрогонні і просторові рамні конструкції з шарнірно-опертими середніми колонами на фундамент; балочні структури з колонами, підкосами і балками; рамна конструкція з модулів (стояки, консолі).

4. Отримали розвиток арки і рами криволінійного контуру, які мають свої конструктивні відмінності.

Література

1. *Промислова* власність: Офіційний патентний бюлетень України. – К., 1993-2007 рр.

Стаття надійшла до редакції 15.06.09.

УДК 624.072.33(045)

В.Н. Першаков, к.т.н., проф.
О.М. Романчук, студ.**ЕФЕКТИВНІ КОНСТРУКЦІЇ ОДНОПОВЕРХОВИХ ДЕРЕВ'ЯНИХ РАМНИХ КАРКАСІВ**

Проведено аналіз конструктивних рішень одноповерхових дерев'яних рамних каркасів промислових, цивільних і сільськогосподарських будинків. Розглянуто найбільш ефективні конструкції й напрямки їхнього розвитку.

Generalization and analysis of structural decisions of one-story wooden frame frameworks of industrial, civil and agricultural buildings is conducted. The most effective constructions and direction of their development are exposed.

конструкція арки, конструкція карнизного вузла, тришарнірні дерев'яні рами**Постановка проблеми**

У колишньому СРСР у 70–80 роки ХХ ст. отримали широке поширення одноповерхові дерев'яні рамні каркаси для промислових, цивільних і сільськогосподарських будинків.

Нині виникла необхідність з'ясувати, які ефективні конструкції одноповерхових дерев'яних рамних каркасів розроблено в провідних країнах останніми роками.

На кафедрі комп'ютерних технологій будівництва Національного авіаційного університету провели аналіз ефективних конструкцій одноповерхових дерев'яних рамних каркасів в Україні, Росії, Білорусії, Казахстані, США, Франції, Німеччині, Великобританії, Японії [1; 2].

Узагальнення конструктивних рішень рамних каркасів

1. Сибірським науково-дослідним інститутом типового й експериментального проектування в 1981 р. для скорочення монтажу розроблено раму, яка включає стояк, ригель з'єднаних між собою додатковими кріпильним елементом, що, зокрема, центрується болтом і нагельними болтами (рис. 1).

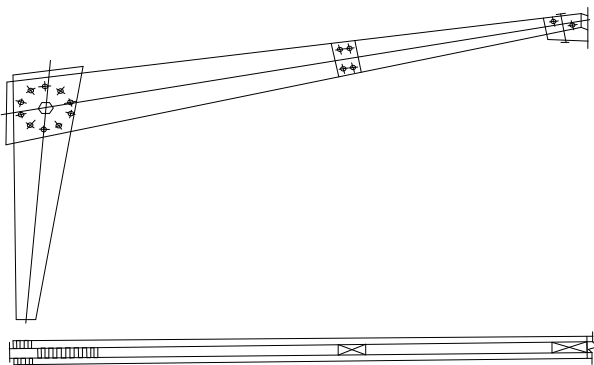


Рис. 1. Рама із прямолінійних елементів

Болт дає можливість взаємного обертання ригеля та стояка й складання рами без роз'єднання її елементів у компактний пакет.

Навколо болта у ригелі й стояку на окружності в заводських умовах пробурюють отвір.

Ригель рами складений із двох брусів, з'єднаних в єдине ціле за допомогою нагельних болтів та прокладок, що не мають взаємної рухливості відносно один одного. За рахунок цього не знижується твердість і міцність, тому що бруси рознесені щодо матеріальної осі. Отже, момент інерції й момент опору щодо цієї осі залишаються незмінними за різних розмірів зазору між брусами й рівними для елементів цільного перетину схожих розмірів і разом з тим дозволяють цілком розміщувати стояк під час складання рами в пакет без взаємного зміщення брусів ригеля.

Під час дії експлуатаційного навантаження на раму центруючий болт через його велику твердість може повністю прийняти поздовжні й поперечні сили, а нагельні болти – тільки зусилля від моменту в карнизному вузлі рами.

Цим істотно поліпшують умови роботи нагельнів, розставлених на окружності, а отже, підвищується експлуатаційна надійність рами і її твердість.

2. Всесоюзним державним проектним інститутом «Теплоэлектропроект» у 1982 р. для спрощення й зручності монтажу розроблено тришарнірну раму, яка включає ригелі, стояки, знімні шарніри, що дозволяють транспортувати й збирати раму з окремих напіврам (рис. 2).

Карнизний вузол рами постачений металевими накладками і арматурними стрижнями, уклеєними в пази ригеля й стояки. Арматурні стрижні з'єднані шарнірно за допомогою валика з накладками.

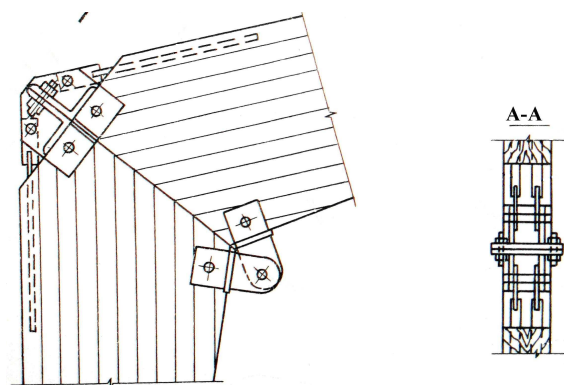
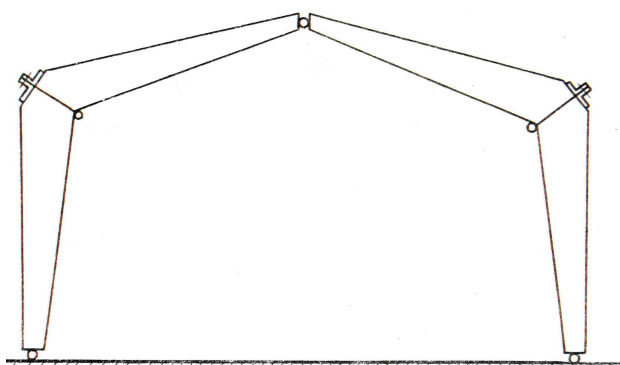


Рис. 2. Тришарнірна рама

За жорсткого сполучення ригеля та стояка через накладки за допомогою болтів шарнірне з'єднання арматури з накладками дозволяє вільно затискатися деревині в стислій зоні на бісектрисній поверхні й виключає вигин арматури, що викликає виколування деревини в розтягнутій зоні вузла. Перевага такого конструктивного виконання вузлів тришарнірної рами проявляється під час використання її для каркасу збірно-розбірних будинків невеликої висоти, для яких вирішальним є сполучення навантажень від власної ваги, крану та снігу, що забезпечує стабільність знака згинального моменту в карнизному вузлі.

3. Білоруським політехнічним інститутом у 1983 р. для зниження витрат матеріалів шляхом регулювання згинальних моментів і створення попередньої напруги в ригелі розроблено дерев'яну раму, яка включає стояки, підкоси, ригель, додаткову балку, розміщену під ригелем, а також вкладиші (рис. 3).

Усі елементи рами можуть бути брущатими із колод або із клеєних дощок та можуть з'єднуватися між собою болтами, сталевими смугами на ригелях, а також іншими з'єднувальними деталями.

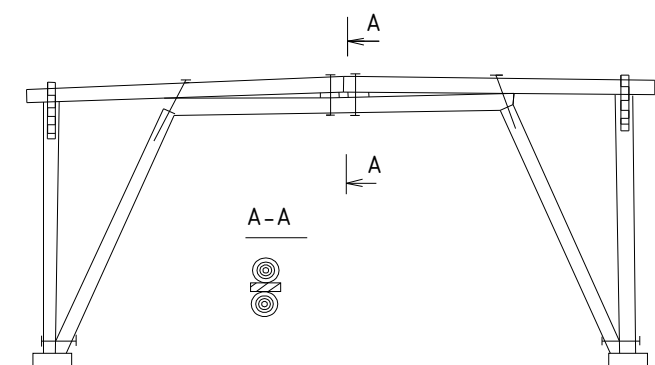


Рис. 3. Дерев'яна рама

Величина прольоту для брущатих і рам із колод дорівнює 9–12 м, для клеєтощатих і комбінованих рам із клеєтощатих ригелем до 24 м. Регулювання згинальних моментів і напруг у ригелі й вибір розмірів поперечного перерізу залежить від зміни висоти й знаходження вкладишів. Під час збільшення або зменшення висоти вкладишів порівняно з їх необхідною геометричною висотою після зборки рами й затягування всіх з'єднаних болтів відбувається попередня напруга ригеля. У результаті цього під навантаженням ригель може розвантажуватись за рахунок балки. Розсування вкладишів від місця стику дозволяє додатково змінювати співвідношення напруг у різних місцях ригеля. Наявність вкладишів дозволяє одержати універсальний за обрисом, дешевий і простий за технологією безвирубочний каркас будинку з раціональним використанням колод різних діаметрів.

4. Якутським науково-дослідним інститутом сільського господарства НПО «Якутське ЗВАСХНЛ» у 1992 р. для зниження трудомісткості виготовлення за рахунок використання властивостей деревини розроблено спорудження, яке складається із дерев'яних напіварок змінного перетину, які встановлені на фундамент і з'єднані в ковзані шарнірно (рис. 4).

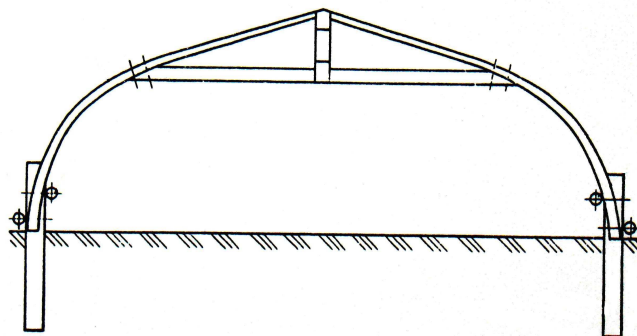


Рис. 4. Спорудження

Піварки виконані зі свіжозрубаного круглого лісо-матеріалу зі стоком, а фундамент – у вигляді паль-стояків з виступальною наземною частиною. Спорудження має прогони, які закріплені на наземній частині паль-стояків із зовнішнього й внутрішнього їхнього боку. Внутрішній прогін розміщений вище зовнішнього прогону, а опорні частини піварок за-тиснені між прогонами й закріплені до паль.

Спорудження зводять у такий спосіб. На площадці в пробурені отвори встановлюються сваї-стояки, закріплюють до них болтами зовнішні й внутрішні прогони. Свіжозрубану заготівлю піварок оброблюють (ошкурювання, розкрязування, буріння отворів) і опорним кінцем закріплюють до зовнішнього прогону болтами. Використовуючи спеціальні пристрої для вигину піварок і пересувну платформу, з'єднують піварки між собою заздалегідь заготовленими затягуванням і стояком за допомогою болтів і плоских хомутів.

5. Для досягнення економії матеріалів за рахунок розвиненості загальних габаритів рами Н.С. Москалевіч, Л.В. Козіною (Росія) в 1996 р. розроблено рамну конструкцію, яка складається з ригеля ламаного обрису, пов'язаних з ним похилих і горизонтальних затягувань та розкосів (рис. 5).

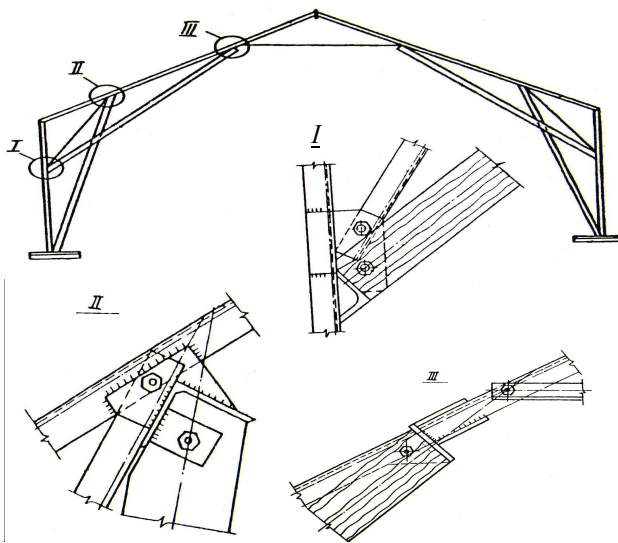


Рис. 5. Рамна конструкція

Розкіс з'єднує стик ригеля з горизонтальним і вертикальним затягуванням. Кожне вертикальне затягування з'єднане з кінцем консолі ригеля й з опорною плитою з зовнішнього боку стояка. Кожне похиле затягування прикріплене кінцями до вузлів з'єднання розкосу з вертикальним затягуванням і розкосу в одній точці.

Для фіксації стрижневих елементів у вузлах поставлені фасонки, приварені до затягувань. У фасонках є отвори, що відповідають виїмкам у дерев'яних елементах для встановлення фіксуєчих болтів.

До фасонки приварені куточки, до яких приторцьовані дерев'яні розкоси і похилі стояки під кутами, близькими до прямого. Таке з'єднання забезпечує максимальний опір деревини зминанню під час передачі зусиль стиску.

Обрис стислих стояків, розкосів і верхньої частини ригеля утворюють у вертикальній площині ламану лінію, що відповідає кривій тиску, в результаті досягаються мінімальні зусилля за рахунок наближення моментів у стрижневих елементах до нуля.

Отже, стрижневі елементи розраховують тільки на центральні зусилля без обліку ексцентриситету й додатка навантаження, що викликається дією моменту. Завдяки геометрії рами досягають мінімальних значень зусиль, що веде до економії використаного матеріалу під час виготовлення й зменшує кількість вузлів з'єднання стрижневих елементів, що забезпечує швидкість й технологічність виготовлення.

Пропонована конструкція дозволяє досягти економії матеріалів за рахунок розвиненості загальних габаритів рами, що знизить до мінімуму зусилля, які виникають в елементах за будь-яких сполучень навантаження (економія 70 % порівняно з аналогічними сталевими рамами), застосування ходових перетинів для 50 мм), простоти виготовлення (без врубок, без нагелів, без клейової технології), транспортабельності (перевезення пакетами), легкості монтажу (застосування тільки анкерних болтів і фіксуєчих болтів).

6. Красноярьською державною архітектурно-будівельною академією в 2005 р. для використання міцнісних властивостей конструкції за рахунок збереження зусилля попередньої напруги запропоновано опорний вузол попередньо напруженої рами, яка включає металеву пластину з розташованими на ній упорами і привареними на кінцях валиками і стояк, встановлений у башмак і закріплений за допомогою нагелів (рис. 6). Башмак із шарніром обпертий на металеву пластину з можливістю вільного обертання між упорами.

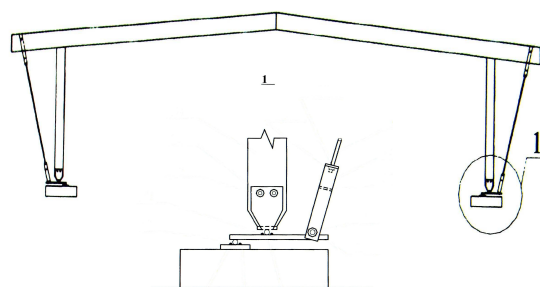


Рис. 6. Опорний вузол попередньо напруженої рами

Металева пластина шарнірно оберта одним кінцем за допомогою валика на фундаментний блок, що містить опорну пластину з упорами, приварену до закладних деталей блоку з можливістю вільного обертання валика між упорами. Інший кінець металевої пластини шарнірно підтримується контрфорсом. На валику встановлена фасонна скоба з розпіркою і отвором, через які пропущений контрфорс, закріплений гайкою.

У процесі експлуатації конструкції контрфорсом здійснюється регулювання зусилля попереднього напруження й збереження його незважаючи на повзучі й волого-температурні деформації в деревині та температурні деформації металу. Використання пропонованого винаходу порівняно із прототипом зберігає зусилля попереднього напруження в процесі експлуатації.

7. Оренбурзьким державним університетом (АНО НТН) «Технопарк ОГУ» в 2007 р. для зниження трудомісткості виготовлення, монтажу, скорочення витрат матеріалів на будинок та фундамент запропоновано просторову збірно-розбірну раму з двома ригелями, двома стояками і чотирма підкосами (рис. 7).

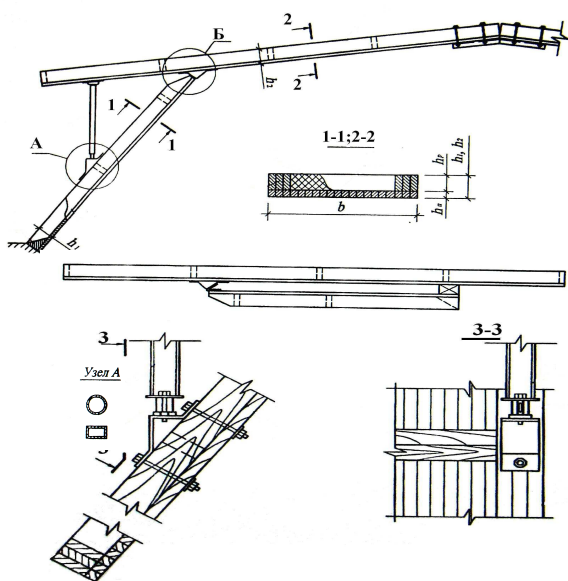


Рис. 7. Просторова збірно-розбірна рама

Ригель і стояк виконані з ребристих плит П-подібного поперечного перерізу, що складаються із двох поздовжніх ребер і полиці, орієнтованої усередину рами й жорстко з'єднаної із поздовжніми ребрами.

Можливість збирання, розбирання й повороту відносно один до одного елементів рами забезпечують, наприклад, натяжні різьбові пристрої, що знаходяться на нижніх кінцях підкосів, і накладні шарніри у вузлах з'єднання ригелів і стояків. Полиці клеєних ребристих плит стояків в опорній зоні мають вставки у формі прямокутного трикутника.

В опалювальних будинках у межах висоти поздовжніх ребер на полиці розміщується утеплювач. Просторова збірно-розбірна рама працює в такий спосіб. Під час дії вертикального й горизонтального навантажень відбувається поперечний вигин і стиск ригелів і стояків. Напруги, що виникають, сприймаються поздовжніми ребрами і полицями клеєних ребристих плит ригелів стояків за рахунок твердого з'єднання поздовжніх ребер і полиць. Включення полиці в загальну роботу плит-ригелів і стояків призводить до збільшення на 20–30 % геометричних характеристик поперечного перерізу плити й, таким чином, дозволяє знизити витрату клеєної деревини на конструкцію, зокрема, за рахунок відмови від додаткових несучих масивних елементів. За рахунок поєднання в плити рами несучих конструкцій і функцій, що огорожують, скорочується трудомісткість виготовлення монтажу конструкції.

Пропонована конструкція просторової збірно-розбірної рами дозволяє знизити трудомісткість монтажу в два-три рази, полегшити весь будинок на 15–20 %, відмовитися від постановки зв'язків, що забезпечують просторову твердість будинку, знизити трудомісткість виготовлення конструкції на 20–30 %, збільшити габарит приміщень на 4–7 %, скоротити витрату матеріалів на будинок та фундаменти на 20–35 %.

Аналіз досліджень

Проаналізовані за 1981–2008 рр. винаходи колишнього СРСР – 4 (Росія – 3, Білорусь – 1) та патенти Росія – 3, присвячені конструкціям карнизного вузла, підкосів, затягувань у рівні мінімальних моментів у ригелях, із зовнішнього боку стінових панелей, конструкція арки.

Висновки

1. За останні 20 років тришарнірні дерев'яні рами й арки для каркасів одноповерхових будинків продовжують розвиватися й удосконалюватися в Росії та Білорусії.
2. Одержало поширення конструкції різних затягувань для сприйняття розпору однопрогонових будинків.
3. Особливої уваги заслуговують конструкції рами з похилими й горизонтальними затягуваннями, із затягуваннями, що з'єднують опорні вузли й консолі ригелів, і з натяжними різьбовими пристроями в підкосах.

Література

1. *Першаков В.М.* Каркасні будинки з тришарнірних залізобетонних рам: монографія / В.М. Першаков. – К: Кн. вид-во НАУ, 2007. – 301 с.
2. *Промислова власність: Офіційний патентний бюлетень України.* – К., 1993–2007.

УДК 624.04.001.57(045)

М.С. Барабаш, к.т.н., доц.
Е.В. Омельченко, студ.

АНАЛІЗ СПОСОБІВ МОДЕЛЮВАННЯ СТИКУ БЕЗРЕБРИСТОЇ БЕЗКАПІТЕЛЬНОЇ ЗАЛІЗОБЕТОННОЇ ПЛИТИ ТА КОЛОНИ

Розглянуто способи моделювання стику безребристої безкапітельної залізобетонної плити та колони в програмних комплексах ЛІРА, МОНОМАХ.

Analysis of different ways design of the junction of girdless plate) and column without chapter in program complexes LIRA, MONOMAH.

армування, безребриста безкапітельна залізобетонна плита, моделювання, перерізувача сила, похідна

Постановка проблеми

Нині до 65 % житлових та цивільних будівель у регіоні побудовано за допомогою технології монолітного бетонування. Ця технологія обумовлює різні особливості конструювання деяких несучих вузлів та елементів будівель. Не винятком є і конструкція з безбалковими плитами та безкапітельними колонами.

Однією з найгостріших проблем є розрахунок та конструювання вузла стику колони та плити в такому перекритті.

Безбалкові перекриття з безкапітельними колонами являють собою прості конструкції, які складаються із залізобетонних плит однакової товщини та колон постійного поперечного перетину.

Безбалкові перекриття мають найменшу конструктивну висоту, рівну та гладку стелю та дають змогу вільно розмістити внутрішнє обладнання.

Технічним аспектом цієї проблеми є необхідність будівництва безкапітельних безбалкових плит, що зумовлено інсталяцією інженерних комунікацій, підвищенням потреб замовника щодо архітектурно-планувальних рішень.

Науковим аспектом є відсутність методик розрахунку стику несучих елементів, беручи до уваги сучасні розрахункові комплекси, зокрема аналіз різних способів моделювання стику безребристої безкапітельної плити та колони.

Аналіз досліджень та публікацій

Конструкція безбалкових перекриттів була запатентована в США в 1902 р.

Першу таку споруду було побудовано в Москві в 1908 р. під головуванням А.Ф. Лолейта.

Першим інженером, який звернув свою увагу на проблеми розрахунку таких перекриттів, були Дж. Р. Ніколсон (1904), Вестергард та Слейтер (1925). Розрахункові обґрунтування зроблено в 1933 р. А.А. Гвоздевим та В.І. Мурашовим.

Уперше капітелі були вилучені з конструкції в 1940 р. Джозефом Ді Стасіо. В СРСР перше безкапітельне перекриття було використано в 60-х роках минулого століття у Владивостоці.

У розробленні методики розрахунку брали участь багато інженерів, зокрема, були використані теоретичні розробки В.І. Мурашова.

Оригінальну методику запропонував професор Н.І. Карпенко.

Активні дослідження в різні роки проводили наукові школи професорів А.С. Залесова, О.А. Рочняк, П.І. Васильєва.

Вагомий внесок у розвиток методу скінченних елементів (МСЕ) в будівельній механіці і теорії пружності як інструменту вирішення проблеми зробив Л.А. Розін, В.В. Белов, В.В. Лалін.

Основні принципи конструювання перекриттів із капітелями були сформульовані ще до 50-х років ХХ ст.

Серед безлічі пропозицій найцікавішою можна вважати каркас уніфікований безбалковий, розроблений колективом інженерів Науково-дослідного інституту залізобетонних конструкцій в Москві [1].

Проте жодна з розробок не увійшла в масову серію. У СРСР безбалкові перекриття масово застосовувалися тільки для будівництва промислових будівель. При цьому використовувалася складально-монолітна технологія зведення.

Тепер для розвитку монолітного житлового будівництва питання конструювання вирішуються у процесі робочого проектування стику, при цьому єдиного технічного рішення немає.

Серед варіантів виконання стику можна відзначити модель, запропоновану Л.Л. Кукшою, В.Д. Кузнєцовим, А.С. Городецьким, Д.А. Городецьким [2].

Проте питанням застосування сучасних програмних комплексів для розв'язання таких завдань останнім часом не приділялося достатньої уваги. Натепер цього наукового завдання не виконано, але є ряд пропозицій щодо комп'ютерного моделювання.

Теорія

Розглядаючи безбалкові безкапітельні перекриття, найбільшу увагу приділяють зоні продавлювання плити тілом колони.

У разі нелокального продавлювання схема переміщень плити в приопорній зоні має характер, показаний на рис. 1, з якого видно, що без жорсткої опорної грані і прикладеної по її краю сили випадок нагадує ідеалізований зріз за наявності опори у вигляді колони [1].

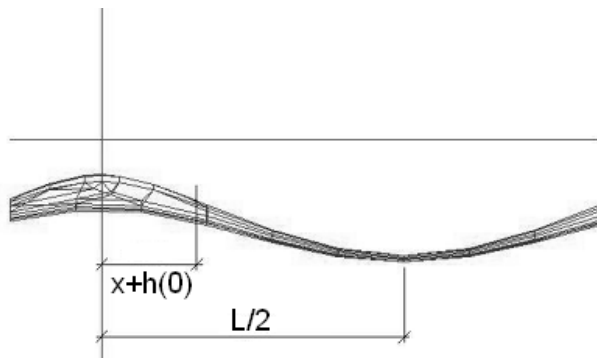


Рис. 1. Схема переміщень плити по вертикальній осі Z у приопорній зоні плити

Потрібно розглянути модель сприйняття перерізувальних сил у цій ділянці, у якій би враховувалась особливість роботи цього вузла.

Запропонована модель ґрунтується на консервативних розрахункових методах, які становлять основу чинних норм.

Пропоновані розрахункові залежності є рекомбінацією розрахункових положень, наведених в СНіП 2.03.01-84*[3] та в підручнику [4] в розділі розрахунку міцності на місцеву дію і міцності перетинів, похилих до поздовжньої осі елемента. У моделі розглядається колона квадратного поперечного перетину.

Основною розрахунковою умовою міцності, як і в СНіП 2.03.01-84*, пропонується такий вираз:

$$F < F_u, \quad (1)$$

де

F – розрахункова продавлювальна сила;

F_u – сила, яку сприймає конструкція плити в зоні примикання до колони.

Коефіцієнт надійності за винятком навантажень, які прикладено до верхньої грані піраміди продавлювання $\gamma_f > 1$.

За схеми зламу по піраміді продавлювання, грані якої нахилені під кутом 45° (рис. 2), згідно зі СНіП 2.03.01-84*[3] та підручником [4] складові формули (1) знаходять так:

$$F = (g + v)[l_1 l_2 - 4(x + h_0)(y + h_0)],$$

де

g – постійне розподілене навантаження (власна вага конструкції);

v – тимчасове розподілене навантаження;

l_1 і l_2 – розміри меншого та більшого прогонів плити;

x і y – геометричні характеристики приопорної зони плити;

h_0 – висота поперечного перетину.

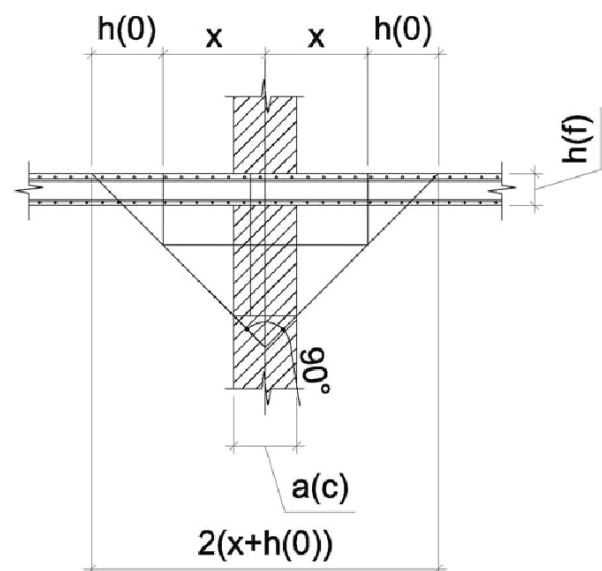


Рис. 2. Піраміда продавлювання безбалкової безкапітельної плити колоною

Силу F_u за наявності в піраміді продавлювання додаткової поперечної арматури визначають як F_{uw} :

$$F_{uw} = F_b + 0,8 F_{sw}, \quad (2)$$

де

F_b – сила, що сприймається бетонним перетином у приопорній зоні перекриття;

F_{sw} – сума всіх зусиль, що сприймаються додатковим армуванням, яке перетинає бокові грані піраміди продавлювання.

Коефіцієнт 0,8 у формулі (2) означає можливі відхилення схеми від фактичної роботи елемента. Інші елементи цієї залежності визначають як:

$$F_b = \alpha R_{bt} U_m h_0, \quad (3)$$

де

R_{bt} – розрахунковий опір бетону осьовому розтягання для граничних станів першої групи, (т/м²);

α – емпіричний коефіцієнт для важкого бетону: $\alpha = 1,0$ [3];

U_m – півсума периметрів верхньої і нижньої основ піраміди, що виникає від продавлювання в межах робочої висоти перетину h_0 .

Відповідно до СНіП [3] передбачається, що продавлювання відбувається по бічній поверхні піраміди, меншою основою якої є площа дії продавлювальної сили, а бічні грані нахилені під кутом 45° до горизонталі.

Кут нахилу бічних граней встановлено експериментально. Зусилля F_{sw} у всіх нормативних джерелах визначають зі співвідношення

$$F_{sw} = \sum_i (R_{sw} A_{sw}),$$

де

i – вертикальні стрижневі елементи конструкції, що працюють на розтягання;

R_{sw} – розрахунковий опір поперечної арматури розтягання на дію поперечної сили;

sw – належність параметра до поперечного армування;

A_{sw} – площа перетину хомутів, розмішених в одній площині нормального перетину елемента.

Беручи до уваги поперечну арматуру, зусилля F_{sw} повинно бути не меншим за $0,5 F_b$.

У разі розміщення хомутів на обмеженій ділянці поблизу зосередженого вантажу виконують додатковий розрахунок на продавлювання піраміди з верхньою основою, розміщеною по контуру ділянки з поперечною арматурою, з умови (3) [5–7].

Поперечна арматура, передбачена для сприйняття поперечних сил, повинна мати надійне анкерування на кінцях, виконане приварюванням або обхватом поздовжньої арматури, що забезпечує однакову надійність і з'єднань, і хомутів.

Поперечна арматура в плитах у зоні продавлювання встановлюється з кроком не більшим за $1/3 h$ і 200 мм, при цьому ширина зони встановлення поперечної арматури повинна бути не меншою ніж $1,5 h$ (де h – товщина плити)[3].

Оцінювання різноманітних способів моделювання вузла

Існуючі програмні комплекси дають змогу моделювати ті чи інші елементи та їх з'єднання різними способами. Проте інколи можна змоделювати один і той самий вузол різними методами і в результаті мати не зовсім коректний результат.

Проаналізуємо можливості моделювання та розрахунку стику безкапітельних безбалкових перекриттів за допомогою МСЕ. Дослідимо залежність напруженого стану плити від способів моделювання колони перекриття та можливостей моделювання стику колони і перекриття в програмних комплексах для розрахунку будівельних конструкцій. Для розрахунків використаємо програмні комплекси ЛІРА та МОНОМАХ [2].

Для оцінювання стику колони та плити беремо за основу модель 18-поверхової будівлі з дворівневим підземним паркінгом:

– висота поверху – 3,6 м;

– товщина плити перекриття 22 см (клас бетону В30, арматура поздовжня А400С2 та поперечна А240С);

– колони з поперечним перетином 0,4×0,4 м (клас бетону В50, арматура поздовжня А400С2 та поперечна А240С);

– крок колон 8,1×8,1 м.

Скінченно-елементну модель відтворено в програмному комплексі МОНОМАХ (рис. 3).

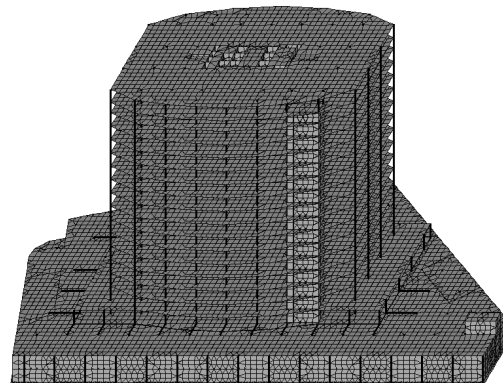


Рис. 3. Скінченно-елементна модель піддослідної будівлі в програмному комплексі МОНОМАХ

Для аналізу стику плити та колони було вирізано частину плити 13-го поверху (поверх вибирали вибірково) розміром в плані 8×8 м з розбиттям на квадратні елементи розміром $0,4 \times 0,4$ м. Моделі перенесено в програмний комплекс ЛІРА.

У трансформованій моделі прикладено ті самі переміщення та навантаження, що були отримані в програмі МОНОМАХ методом задання вимушених переміщень по контуру плити. Після чого було перевірено відповідність моделей та згущення сітки плити з $0,4 \times 0,4$ до $0,1 \times 0,1$ м для отримання більш детальної картини (рис. 4).

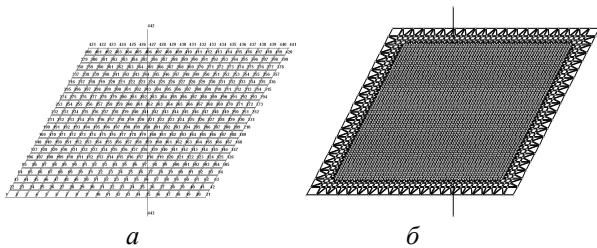


Рис. 4. Модель перед згущенням сітки плити $0,4 \times 0,4$ м (а), після згущення сітки плити $0,1 \times 0,1$ м (б)

Наступним кроком стало моделювання різних варіантів стику колони та плити в програмному комплексі ЛІРА (рис. 5):

– стандартне з'єднання колони та плити у програмний комплекс ЛІРА: колона моделюється як стрижень, плита – як пластина;

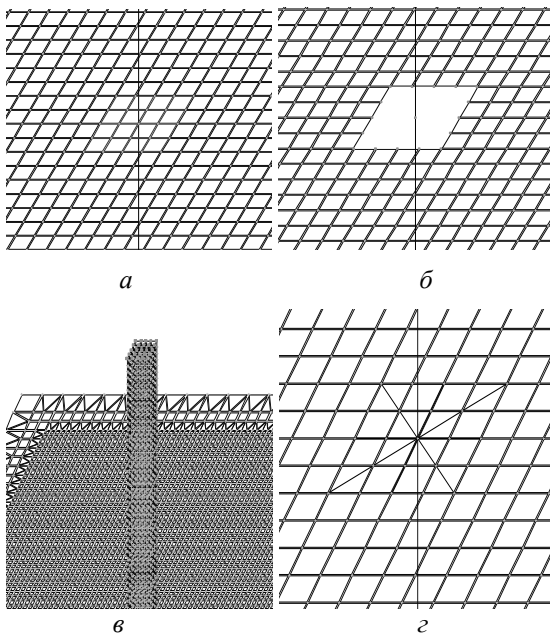


Рис. 5. Моделювання вузлів стику:
а – стандартне з'єднання колони та плити;
б – абсолютно жорстке тіло;
в – колона як об'ємний елемент;
г – жорсткі вставки у вузлі примикання колони та плити

– абсолютно жорстке з'єднання колони та плити: колона моделюється як стрижень, плита – як пластина, по контуру з'єднання плити та колони введено абсолютно жорстке тіло;

– абсолютно жорстке тіло нездатне до деформації, тобто це тіло з нескінченно високим відношенням сили пружності до спричиненої нею деформації;

– з'єднання колони як об'ємного елемента та плит: колона моделюється як об'ємний елемент, створена за допомогою переміщення та повороту утворювальної, плита – як пластина;

– жорсткі вставки у вузлі примикання колони та плити: колона моделюється як стрижень, плита – як пластина, в тілі плити за напрямками X, Y , а також під кутами 45° до X, Y , установлено жорсткі вставки.

Результати розрахунку показано на рис. 6. Для подальшого дослідження як приклад використовуємо третій варіант; стик колони виконуємо як об'ємний елемент або 3D елемента та плиту – як пластину. Ця модель найбільш відповідає реальній роботі конструкції (рис. 6).

Фінальним моментом дослідження є побудова графіків згинальних моментів M та Q залежно від відстані, що береться від краю колони, по осі відкладення графіку X .

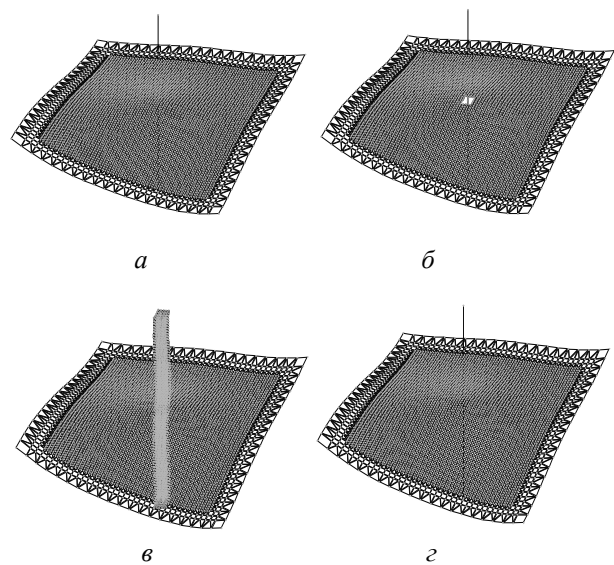


Рис. 6. Схема деформації плити та колони після розрахунку в програмному комплексі ЛІРА:

а – стандартне з'єднання колони та плити;
б – абсолютно жорстке тіло;
в – колона як об'ємний елемент;
г – жорсткі вставки у вузлі примикання колони та плити

Для коректного аналізу беремо результати, які лежать поза колоною, тобто розмір $0,4 \times 0,4$ м не враховуємо. Графіки побудовано із кроком $0,1$ м по осі абсцис (рис. 7).

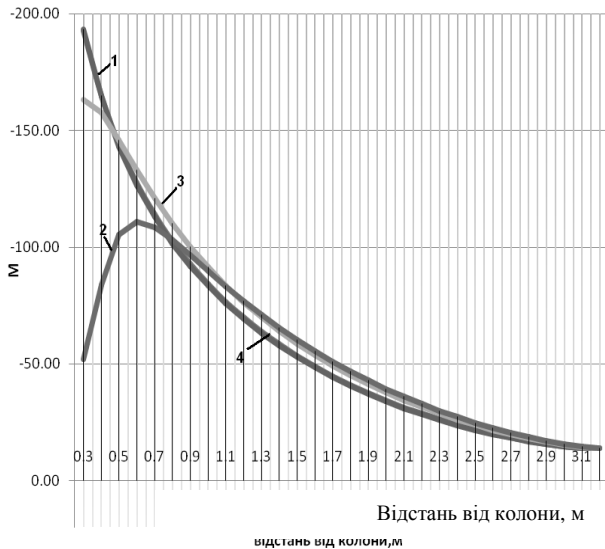


Рис. 7. Порівняльний графік M :

- 1 – стандартне з'єднання колони та плити;
- 2 – абсолютно жорстке тіло;
- 3 – колона як об'ємний елемент;
- 4 – жорсткі вставки у вузлі примикання колони та плити

Побудована крива моментів для моделі стандартного з'єднання колони та плити не відрізняється від кривої з жорсткими вставками, тобто вони повністю збігаються. Дуже схожою є картина з жорсткими вставками для моментів, яка майже збігається з двома попередніми, але має відносно невелику похибку.

Інша ситуація виявилась з моделлю з абсолютно жорстким тілом.

Графіки моментів значно відрізняються від попередніх на відстані від $0,3$ до $0,6$ м від центра колони, але на відстані від $0,6$ м вони майже не відрізнялись від трьох попередніх моделей, але більш близькою на цьому відрізку виявилась модель з колоною як об'ємним елементом.

Побудовані криві перерізуювальних сил мають такий самий характер, що й для моментів (рис. 8).

Побудована крива перерізуювальних сил для моделі стандартного з'єднання колони та плити не відрізняється від кривої з жорсткими вставками, тобто вони повністю збігаються. Також дуже схожою є картина з жорсткими вставками для перерізуювальних сил, як і з моделлю з абсолютно жорстким елементом.

Графіки перерізуювальних сил значно відрізняються від попередніх на відстані від $0,3$ до $0,6$ м від центра колони, але на відстані від $0,6$ м вони майже не відрізнялись від трьох попередніх моделей; більш близькою на цьому відрізку виявилась модель з колоною як об'ємним тілом.

Аналізуючи всі чотири випадки армування, можна зробити висновки, що при армуванні плити нижня арматура за напрямками X, Y , мала однакові значення, максимальне з яких – $15,9 \text{ см}^2/\text{м}$.

Беручи до уваги верхню арматуру, невеликі локальні відмінності біля стику колони та плити виявлені в стандартному варіанті з'єднання та при використанні абсолютно жорсткого тіла.

На відміну від інших двох варіантів вони були переармовані приблизно на 20% , що не економічно.

У випадку аналізу на поперечну арматуру можна вважати, що всі моделі, крім моделі з абсолютно жорстким тілом, показали більш-менш позитивний результат, тобто можна було проаналізувати ситуацію більш коректно, в моделі з абсолютно жорстким тілом цього зробити не вдалось, оскільки виявлялися дуже несподівані локальні всплески арматури по контуру колони, проаналізувати які важко, наприклад були сусідні триангуляційні квадрати, один з яких заармований максимально, а в іншому арматура взагалі не потрібна.

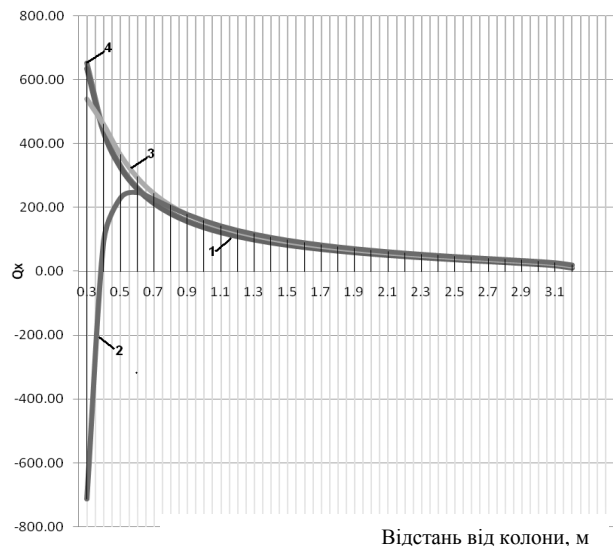


Рис. 8. Порівняльний графік Q :

- 1 – стандартне з'єднання колони та плити;
- 2 – абсолютно жорстке тіло;
- 3 – колона як об'ємний елемент;
- 4 – жорсткі вставки в вузлі примикання колони та плити

Висновки

При застосуванні комп'ютерних методів розрахунку потрібно враховувати, що похибки, які можуть виникнути при створенні розрахункових комп'ютерних моделей.

Важливо пам'ятати, що моменти знаходять як другу похідну від переміщень, а перерізуючі сили – як третю похідну. Кожна наступна похідна погіршує точність параметра. Саме це і є найбільшим недоліком МСЕ у переміщеннях, що змушує вчених шукати альтернативні числові методи. У загальному випадку краще звертати увагу на ізополя зусиль та арматуру.

Найбільш раціональним методом армування плити на поперечні сили є розрахунок її на продавлювання. Оскільки перерізуючі сили концентруються в зонах опор, то якщо буде забезпечена міцність плити на продавлювання (тобто виконано розрахунок у цій зоні на поперечні сили), то поперечне армування в інших зонах буде конструктивним.

Усі моделі, окрім однієї, мали відносно однакові результати, модель з абсолютно жорстким тілом мала незбіжність з іншими моделями на відстані 0,6 м від центра колони.

Аналізуючи армування плити, можна вважати, що всі випадки мали приблизно однакові результати за нижнім і верхнім армуванням, дві моделі мали переармування на 20 %, що є суттєвим. Беручи до уваги поперечне армування найбільш прийнятною є модель з абсолютно жорсткими вставками.

Література

1. *Ватин Н.І.* Соединение железобетонной безребристой безкапитальной плиты в железобетонном каркасе / Н.І. Ватин, А.Д. Иванов. – С. Пб: СПбОДЗПП, 2006. – 82 с.
2. *Розрахунок і проектування висотних будівель з монолітного залізобетону* / А.С. Городецький, Л.Г. Батрак, Д.А. Городецький и др. – К.: Факт, 2004. – 107 с.
3. *СНіП 2.03.01 – 84** Бетонні та залізобетонні конструкції. – М.:Держбуд СРСР, 1988. – 155 с.
4. *Посібник по проектуванню бетонних та залізобетонних конструкцій без попереднього напруження* (до СНіП 2.03.01 – 84). – М.:Держбуд СРСР – 1989, – 312 с.
5. *Вказівки по розрахунку статично невизначених залізобетонних конструкцій з безбалочними перекриттями.* – К.: Будівельне видавництво СРСР, 1975. – 32 с.
6. *Вказівки по проектуванню залізобетонних конструкцій з безбалочними перекриттями,* – К.: Будівельне видавництво СРСР, 1979. – 54 с.
7. *Комп'ютерні технології проектування залізобетонних конструкцій* / Ю.В. Верюжський, В.І. Колчунов, М.С. Барабаш, Ю.В. Гензерський. – К.: НАУ, 2006. – 808 с.

Стаття надійшла до редакції 17.09.09.

УДК 624.042.7: 624.138.26(045)

**О.В. Родченко, асп.
Л.А. Ляшенко, студ.**

ДОСЛІДЖЕННЯ КОЕФІЦІЄНТА ЗАПАСУ ПАЛІ ЗА УМОВИ ЗБІЛЬШЕННЯ СЕЙСМІЧНОСТІ ДІЛЯНКИ

Досліджено коефіцієнт запасу палі за умови збільшення сейсмічності ділянки з шести до семи балів. Унаслідок розрахунку в ПК Мономах трьох будівель з різними конструктивними схемами при сейсмічних навантаженнях шість та сім балів виведено коефіцієнт запасу палі та встановлено характер його зміни залежно від конструктивних особливостей будівлі.

Research the coefficient of supply of pile is conducted subject to the condition increase of seismic of site from six to seven marks. As a result of calculation in the ПК Мономах of three buildings with different structural charts at the seismic loadings six and seven marks were shown out coefficient of supply of pile and character of his change is set depending on the structural features of building.

коефіцієнт запасу палі, поєднання завантажень, сейсмічність ділянки

Вступ

Сейсмологічні умови будівництва внаслідок обводнення території, використання слабких або просідаючих ґрунтів та інших особливостей рельєфу місцевості мають постійну тенденцію до підвищення бальності сейсмічних дій.

Так в деяких областях було збільшено інтенсивність сейсмічних навантажень в середньому на 1 бал [1].

У зв'язку з цим актуальною темою є перевірка результатів розрахунку будівлі у разі ймовірного збільшення сейсмічності ділянки.

Специфічні особливості Українського сейсмічного району полягають у тому, що в зонах небезпечного прояву техногенних подій проживає близько 90 % населення України, а кожен п'ятий житель України (21,2 % населення) проживає у сейсмонебезпечному районі. Тенденція підвищення розрахункової сейсмічності споруд спостерігається в районах, які вважалися несейсмічними (Одеська область) або слабосейсмічними.

Землетрус характеризується короткими поштовхами, що тривають декілька секунд. Але цього часу досить, щоб зруйнувати всі слабоукріплені будівлі і споруди. Справжня причина землетрусів обумовлена переміщенням блоків земної кори, які найтіснішим чином пов'язані з тектонічними процесами. Ці сплески-удари поширюються від точки зрушення на величезні простори у вигляді детонаційних відголосів.

У Київській області не буває таких сильних землетрусів, які відбуваються у південних і західних районах країни, але тут може бути відгос землетрусів у 2–4 бали. Ці коливання нечасті, і вони в багатьох випадках не місцеві, а віддалене ехо сильнішого землетрусу.

Такі слабкі коливання не зможуть зруйнувати чи пошкодити будівлі або споруди. Але і вони небезпечні, оскільки здатні впливати на місцевий стан ґрунту.

Від детонації можуть виникнути зсув або осідання, спучення, що, у свою чергу, спричинить обривлення схилів, ярів, обвали, селі й лавини.

При цьому слабкі пласти ґрунту можуть або осісти на нижні, або підвестися, спричиняючи при цьому провали а, як наслідок осідають фундаменти, деформується основа будівель і споруд [2; 3].

Аналіз публікацій

У публікації [4] було розглянуто проблеми нормування сейсмічної безпеки в Україні та основні положення проекту Національних норм України «Будівництво в сейсмічних районах України» (ДБН В. 1.1–2004).

Проект ДБН «Будівництво в сейсмічних районах України» порівняно з СНиП II – 7 – 81* [5] ґрунтується на деяких принципіальних відмінностях, що враховують регіональні сейсмологічні особливості Українського регіону і відповідають сучасним концепціям норм ХХІ століття [4].

Постановка завдання – дослідження коефіцієнта запасу палі $K_{зп}$ зі збільшенням сейсмічності ділянки з 6 до 7 балів та характер його зміни залежно від конструктивних особливостей будівель.

Коефіцієнт запасу палі

Для розрахунку коефіцієнта запасу палі було прийнято три будівлі з різними конструктивними схемами (рис. 1).

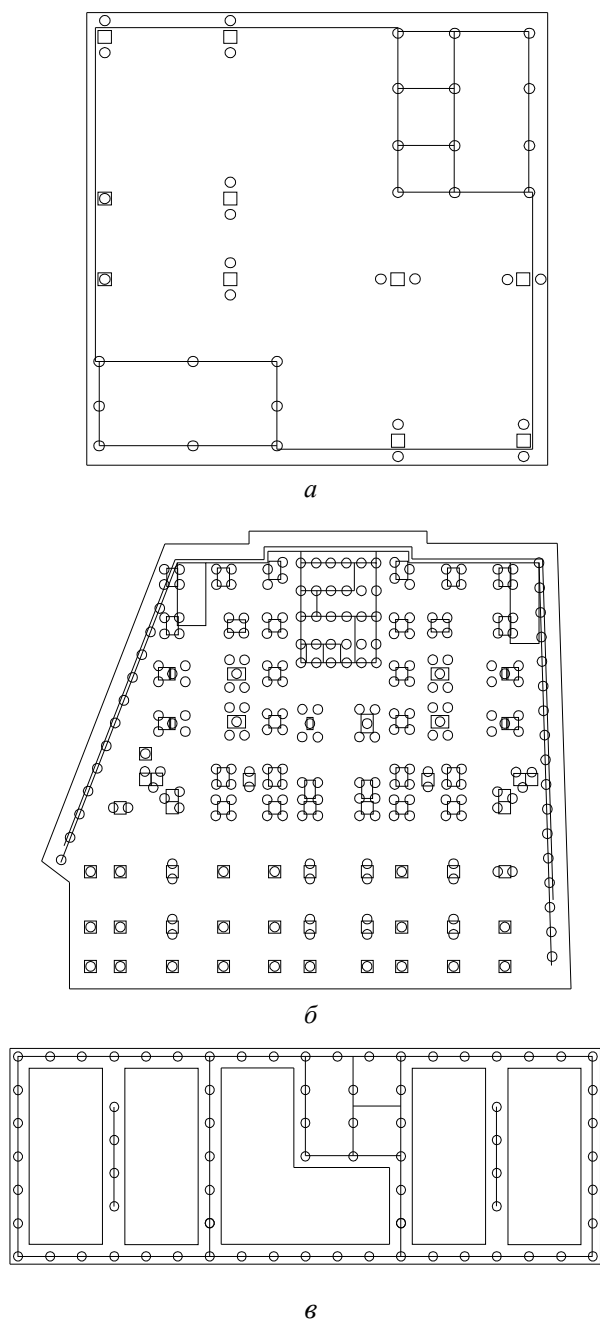


Рис. 1. Конструктивні схеми досліджуваних будівель:
 а – 10-поверхова будівля, основні несучі елементи – колони (далі – схема I);
 б – 24-поверхова будівля, основні несучі елементи – колони та пілони (далі – схема II);
 в – 16-поверхова будівля, основні несучі елементи – стіни (далі – схема III)

Несучий шар ґрунту для досліджуваних об'єктів взято таким:

- піски кварцові, однорідні за гранульованим складом, насичені водою;
- палі буронабивні $d = 600$ мм.

Розрахунок будівель проводили в ПК Мономах для сейсмічності ділянки 6 і 7 балів.

Для кожної палі наведено зусилля R_z за розрахунком.

Результати було розподілено на чотири групи залежно від поєднання завантажень, в яких є сейсмічні навантаження у різних напрямках:

I поєднання:

$$0,99\Pi + 0,96Д + 0,6К + 1С_1;$$

II поєднання:

$$0,99\Pi + 0,96Д + 0,6К - 1С_1;$$

III поєднання:

$$0,99\Pi + 0,96Д + 0,6К + 1С_2;$$

IV поєднання:

$$0,99\Pi + 0,96Д + 0,6К - 1С_2,$$

де

Π – постійне навантаження;

$Д$ – тривале навантаження;

$К$ – короточасне навантаження;

$С_1$ – сейсмічне навантаження з напрямком за кутом 0° ;

$С_2$ – сейсмічне навантаження з напрямком за кутом 90° .

Для кожної групи виконано порівняння зусиль у палях за сейсмічності ділянки 6 і 7 балів шляхом співвідношення їх значень.

Мінімальне відношення R_{z7}/R_{z6} становило 0,74, максимальне відношення – 1,17.

Відношення R_{z7}/R_{z6} було розподілене на два інтервали: 0,74–1,0 і 1,0–1,17.

Розподіл відносної частоти відношення R_{z7}/R_{z6} по інтервалах з урахуванням поєднання завантажень наведено у табл. 1.

Отже, для подальшого аналізу було взято відношення R_{z7}/R_{z6} більші за одиницю.

Таблиця 1

Відносна частота розподілу відношення R_{z7}/R_{z6} за інтервалами

Конструктивна схема	Поєднання завантажень	Відносна частота розподілу відношення R_{z7}/R_{z6} за інтервалами, %	
		0,74–1,0	1,0–1,17
I	I	44	56
	II	44	56
	III	28	72
	IV	50	50
II	I	34	66
	II	66	34
	III	18	72
	IV	72	18
III	I	50	50
	II	50	50
	III	46	54
	IV	54	46

Порівняльні діаграми зусиль у палях за сейсмічності ділянок 6 і 7 балів з урахуванням поєднання завантажень зображено на рис. 2. Точки на діаграмах позначені зусилля у палях.

Для кожного поєднання завантажень та для кожної конструктивної схеми будівель побудовано лінійну залежність

$$R_{z7} = K_{зп} R_{z6},$$

де

R_{z7} – зусилля у палях у разі сейсмічності ділянки 7 балів;

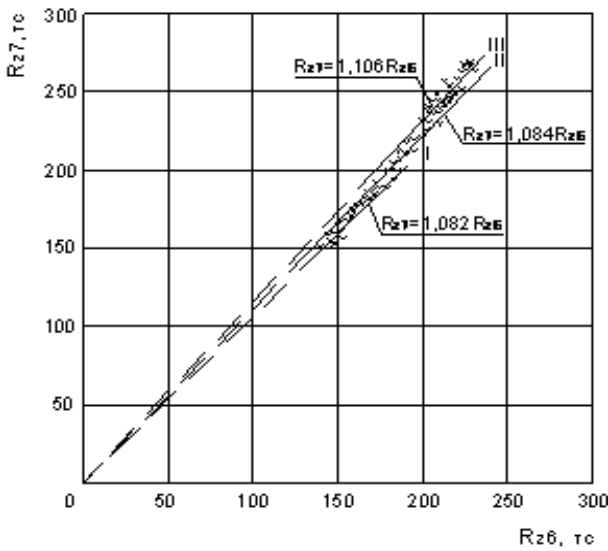
$K_{зп}$ – емпіричний коефіцієнт, отриманий зі співвідношення на основі статистичної обробки розрахункових даних;

R_{z6} – зусилля у палях у разі сейсмічності ділянки 6 балів.

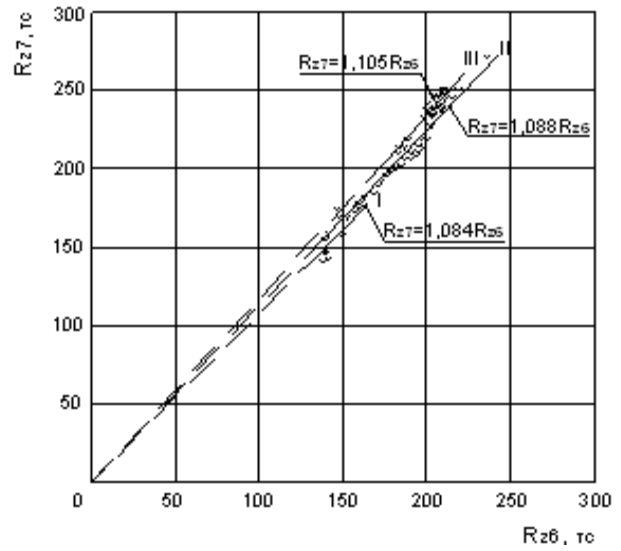
Основні статистичні параметри, отримані під час оброблення значень R_{z6} і R_{z7} (середнє квадратичне відхилення, коефіцієнт варіації, коефіцієнт кореляції між R_{z6} і R_{z7}) наведено в табл. 2.

Значення середнього квадратичного відхилення і коефіцієнта варіації невеликі, величини кореляції перебувають у межах від 0,73 до 0,99 і близькі до одиниці.

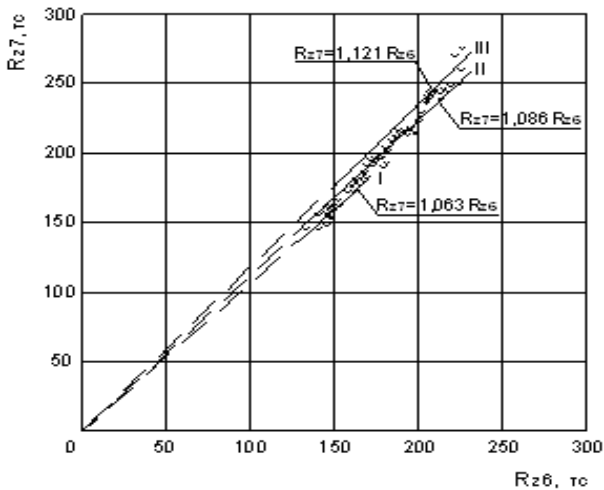
Ці показники свідчать про високий ступінь взаємозв'язку зусиль в палях у разі сейсмічності ділянки 6 і 7 балів.



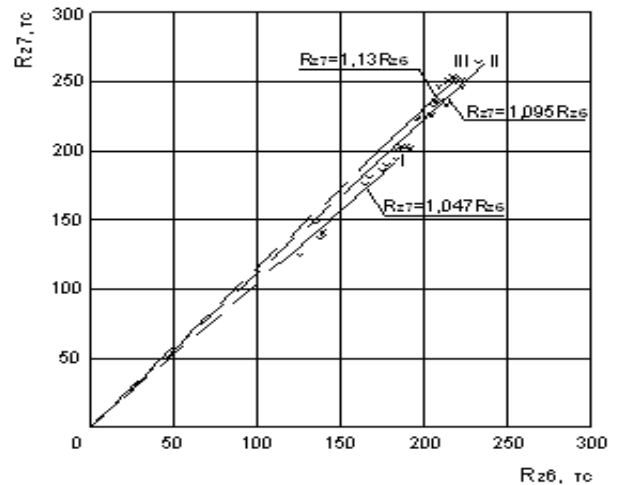
a



б



в



з

Рис. 2. Діаграми зусиль у палях:
 а – I поєднання завантажень;
 б – II поєднання завантажень;
 в – III поєднання завантажень;
 з – IV поєднання завантажень

Таблиця 2

Основні статистичні параметри відношення R_{z7}/R_{z6}

Поєднання завантажень	Середнє квадратичне відхилення R_{z7}/R_{z6}	Коефіцієнт варіації, R_{z7}/R_{z6} , %	Кореляція між R_{z6} і R_{z7}	Інтервал максімальної частоти розподілу R_{z7}/R_{z6}	Коефіцієнт отри- маний методом найменших квадратів $K = R_{z7}/R_{z6}$	Довірчий інтервал для K_{zn} за критерієм Пірсона і Стьюдента
I конструктивна схема						
I	0,04	3,6	0,99	1,0–1,17	1,082	1,05–1,09
II	0,06	5,8	0,89	1,0–1,17	1,084	1,05–1,09
III	0,03	3,1	0,92	1,0–1,17	1,063	1,05–1,09
IV	0,06	5,6	0,98	1,0–1,17	1,047	1,05–1,09
II конструктивна схема						
I	0,03	2,3	0,99	1,0–1,17	1,084	1,08–1,1
II	0,03	2,6	0,97	1,0–1,17	1,088	1,08–1,1
III	0,03	2,4	0,96	1,0–1,17	1,086	1,08–1,1
IV	0,03	2,8	0,93	1,0–1,17	1,095	1,08–1,1
III конструктивна схема						
I	0,04	3,3	0,81	1,0–1,17	1,106	1,1–1,13
II	0,04	3,5	0,77	1,0–1,17	1,105	1,1–1,13
III	0,06	5,4	0,83	1,0–1,17	1,121	1,1–1,13
IV	0,05	4,8	0,73	1,0–1,17	1,130	1,1–1,13

За розподілом Стьюдента отримано двосторонні інтервали для коефіцієнтів за довірчої ймовірності 95 %.

Наведемо приклад практичного використання коефіцієнта запасу палі K_{zn} . Розглянемо результати розрахунку 24-поверхової будівлі, основні несучі елементи колони та пілони. Розрахунок було проведено у ПК Мономах для сейсмічності ділянки 6 балів у Києві.

Для аналізу розрахунку беремо ростверк Рсм-1, що розміщується під найбільш навантаженою колоною 500×500 мм.

Зосереджене навантаження, що передається на ростверк, становить 520 тс.

За результатами польових досліджень несуча здатність буронабивної палі ($d = 600$ мм, $l = 20$ м) становить 160 тс.

Несучим шаром ґрунту вважають: пісок дрібний, щільний, вологонасичений.

Отже, конструкція фундаменту для цієї колони буде такою: 4 палі $d = 600$ мм, $l = 20$ м та ростверк 3×3×0,8 м (рис. 3).

Згідно з розрахунком зусилля у палях R_{z6} у разі сейсмічності ділянки 6 балів:

- 1) $R_{z6} = 142$ тс;
- 2) $R_{z6} = 156$ тс;
- 3) $R_{z6} = 133$ тс;
- 4) $R_{z6} = 143$ тс.

Отже, за результатами розрахунку будівлі у разі сейсмічності ділянки у 6 балів вибране конструктивне рішення ростверку з палями є правильним. За умови збільшення сейсмічності ділянки з 6 до 7 балів потрібно розрахункові зусилля в палях R_{z6} за сейсмічності 6 балів помножити на коефіцієнт запасу палі K_{zn} , характерний для другої конструктивної схеми (несучими елементами будівлі є колони та пілони). Тоді зусилля в палях за сейсмічності 7 балів матимуть такі значення:

- 1) $R_{z7} = R_{z6}K_{zn} = 142 \cdot 1,1 = 156,2$ тс;
- 2) $R_{z7} = R_{z6}K_{zn} = 156 \cdot 1,1 = 171,6$ тс;
- 3) $R_{z7} = R_{z6}K_{zn} = 133 \cdot 1,1 = 146,3$ тс;
- 4) $R_{z7} = R_{z6}K_{zn} = 143 \cdot 1,1 = 157,3$ тс.

Отже, розрахункове зусилля у палі 2 у разі введення коефіцієнта K_{zn} більше від її несучої здатності; потрібно вжити заходи зі збільшення несучої здатності палі і відповідно зміцнення конструкції ростверку.

Пропонуються такі способи вирішення цієї проблеми:

- збільшити несучу здатність палі, змінивши її геометричні характеристики, наприклад, збільшивши діаметр;
- розглянути зміну конструкції ростверку, наприклад, увівши додаткову п'яту палу.

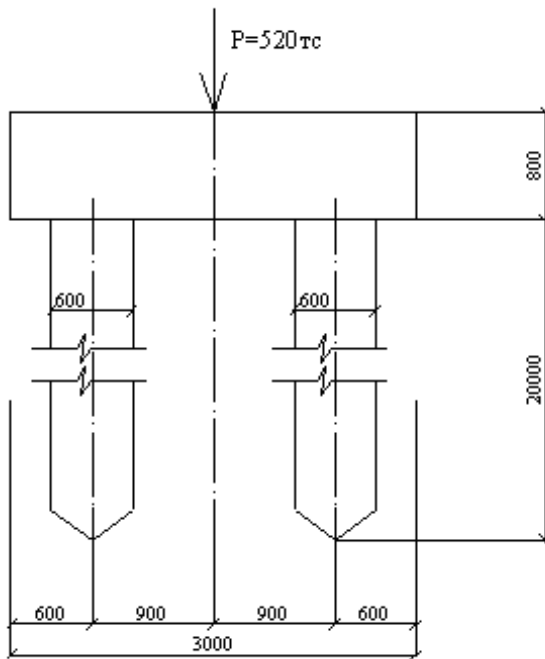
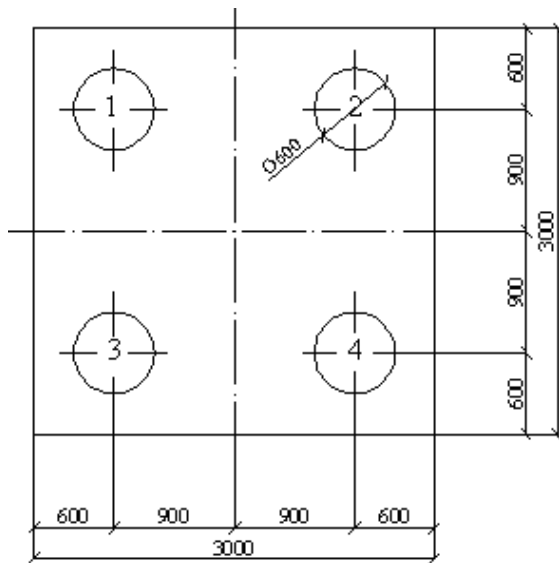


Рис. 3. Конструкція ростверку Рсм-1

Висновки

Аналізуючи результати розрахунку коефіцієнта запасу палі $K_{зп}$ зі збільшенням сейсмічності ділянки з 6 до 7 балів, можна зробити висновки, що залежність коефіцієнта запасу палі $K_{зп}$ від конструктивної схеми будівлі:

– для каркасу з несучими елементами колонами $K_{зп} = 1,05-1,09$;

– для каркасу з несучими елементами колонами та пілонами $K_{зп} = 1,08-1,1$;

– для каркасу зі стіновими несучими елементами $K_{зп} = 1,1-1,13$.

Отже, коефіцієнт запасу палі $K_{зп}$ беруть у діапазоні 1,05–1,13.

Доцільне введення коефіцієнта запасу палі $K_{зп}$ зі збільшенням сейсмічності ділянки у ДБН «Будівництво в сейсмічних районах України», адже за незначних матеріальних витрат значно підвищується надійність будівлі. А це і є найголовнішим у будівництві.

Література

1. ДБН В.1.1-12:2006 Будівництво у сейсмічних районах України. – К.: Мінбуд України, 2006. – 78 с.
2. Уздин А.М. Основы теории сейсмостойкости и сейсмостойкого строительства зданий и сооружений / А.М. Уздин. – С.-Пб.: ВНИИГ им. Б.Е.Веденеева, 1993.– 176 с.
3. Гаскин В.В. Сейсмостойкость зданий и транспортных сооружений / В.В. Гаскин. – Иркутск: ИрГУПС, 2005. – 76 с.
4. Немчинов Ю.И. Особенности строительства в сейсмических районах Украины и совершенствование норм проектирования зданий и сооружений / Ю.И. Немчинов // Сейсмостойкое строительство. Безопасность сооружений. – 2000. – №1. – С. 8–15.
5. СНиП II-7-81 Строительство в сейсмических районах. – М.: Стройиздат, 1985. – 50 с.

Стаття надійшла до редакції 04.06.09.

УДК 004:624.15(043.2)

А.П. Поляков, студ.

АНАЛІЗ МЕТОДІВ МОДЕЛЮВАННЯ МОНОЛІТНИХ ЗАЛІЗОБЕТОННИХ ФУНДАМЕНТІВ БУДИНКІВ ПІДВИЩЕНОЇ ПОВЕРХОВСТІ

Проведено числові експерименти, в яких порівняно значення перерізувальних зусиль в опорній зоні паль і колон в МПР зі зміною кроку паль. Використано дві моделі: у першій монолітну плиту ростверку моделювали як плоский елемент, у другій як просторовий.

Numeral experiments in which the values of cuttings efforts were compared in at the supporting area of piles and colons in MPR with the change of step of piles are conducted. Two models were utilized: in the first the monolithic flag of grillage was designed as a flat element; in the second as spatial.

коефіцієнт запасу палі, поєднання завантажень, сейсмічність ділянки

Вступ

У сучасному будівництві житлових та інших типів будинків широко використовується метод каркасно-монолітного бетонування. Ця технологія обумовлена особливостями конструювання окремих несучих елементів споруди. Не винятком є фундамент такої конструкції.

Однією з найбільших проблем є розрахунок цієї конструкції, яка працює разом з ґрунтовим масивом і наземною частиною всієї конструкції.

Технічним аспектом цієї проблеми є необхідність будівництва будинків підвищеної поверховості на нескельних ґрунтах, але немає однозначної методики розрахунку такої конструкції з урахуванням сучасних розрахункових комплексів.

Натепер немає конкретної нормативної документації щодо розрахунку палевого поля з монолітною плитою ростверку як цілісної системи.

Підхід до розрахунку плити ростверку має класичний характер і через складність розрахунку роботи конструкції з властивостями ґрунту таку конструкцію розраховують окремими частинами, після чого проводяться польові випробування паль, з'ясовуючи, чи відповідають вони попереднім розрахункам.

У наш час питання конструювання вирішують під час робочого проектування. Фізичні дослідження не проводять через їх складність високу вартість та унікальність кожного об'єкта у зв'язку з механікою ґрунтів фундаментів.

Хоча питанням використання сучасних програмних комплексів для вирішення таких завдань приділяють багато уваги, вони і досі залишаються до кінця не розкритими. У таких завдань багато факторів впливу, котрі важко точно визначити через їх неоднозначність.

В цій роботі розглянуто стик колони і палі з монолітною плитою ростверку.

Об'єкт дослідження було подано у вигляді логічної моделі.

Інструментом дослідження став метод скінченних елементів.

У результаті проведених досліджень було отримано такі результати:

- проведено аналіз з можливих способів числового моделювання певних вузлів;

- отримано значення зусиль і їх різницю між результатами різних варіантів моделювання зі зміною кроку паль.

Результати дослідження базуються на роботі [1] і можуть бути перенесені на сам об'єкт.

За результатами проведених робіт:

- встановлено, що найбільш стабільні відносно отриманого результату ділянки епюр перерізувальних сил (вони перебувають у першій і останній третині прольоту);

- запропоновано зручний спосіб моделювання стику колони з плитою у вигляді перехідної стрижневої групи елементів у формі жорстких вставок, які характеризують площу стику перерізу колони з плитою;

- виконано аналіз розподілу перерізувальних сил у МПР.

Аналіз публікацій

У публікації [1] досліджено розрахунок безкапітельного стику колони і плити перекриття. Проаналізовано нормативну документацію в будівництві України:

- Строительные нормы и правила. Свайные фундаменты СНиП 2.02.03-85;

- Руководство по расчёту статически неопределимых железобетонных конструкций с безбалочными перекрытиями (1975 р.);

- Сваи и свайные фундаменты (1977 р.);

- Руководство по проектированию железобетонных конструкций с безбалочными перекрытиями (1979 р.).

Постановка завдання – проведення числових досліджень розрахунку монолітної плити розтертку у просторовій і плоскій постановці завдання зі зміною кроку паль. Аналіз отриманих значень перерізувальних сил у приопорній зоні палі і колони.

Метод дослідження експериментальної моделі

Для вирішення поставлених завдань було сформовано дві розрахункові абсолютно ідентичні моделі, двадцятичотириповерхової будівлі із безбалочним перекриттям з монолітного залізобетону.

Першу модель МПР задавали як двовимірний елемент, а другу – як тривимірний. Базовими габаритами моделі є кроки колон у двох взаємно перпендикулярних напрямках: 6×6 колон із кроком 5×5 м. Товщина МПР 1 м.

Палеве поле мало вигляд шахового порядку, і крок змінювався від $1,25 \times 1,25$ до $2,5 \times 2,5$ м з ітерацією 0,25 м.

Відповідно з кроком несуча здатність палі змінювалась пропорційно до площадки її завантаженості.

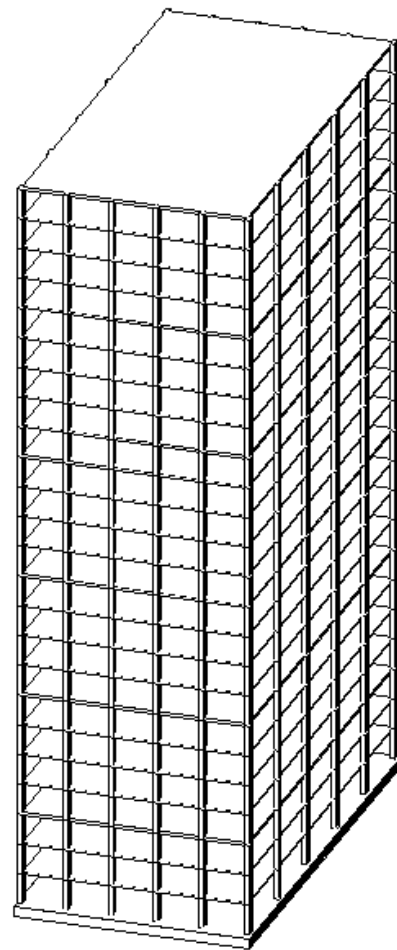
Переріз паль і колон становив 0,5 м.

У місцях примикання паль і колон до МПР було встановлено перехідну стержневу систему, яка характеризувала переріз колон і паль (500×500 мм). Інтерполяція становила 0,25 м. Ці величини призначали виходячи з логічних міркувань і роботи [1]. Як частина розрахункової моделі виділяли МПР і колони (рис. 1, б). Далі виконували фрагментацію, розрахункової моделі тих вузлів, котрі піддавали аналізу.

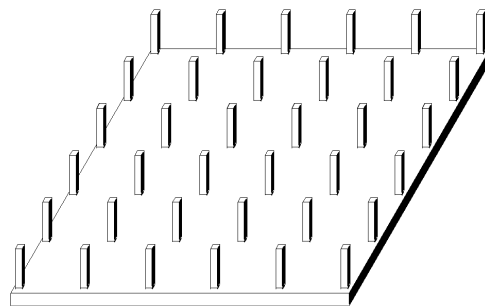
Розрахункову схему будували за допомогою алгоритмів комплексу Ліра 9.4. З-поміж особливостей розрахункової схеми, крім інших, можна виділити:

- жорстке закріплення вузлів;
- у конструктивній схемі будівлі немає ядер жорсткості;
- під час дослідження поведінки внутрішніх зусиль від геометричних параметрів будівлі відмова від побудови навантажень у формі розрахункових поєднань зусиль (введення одного сукупного навантаження);
- всі завдання вирішували без урахування нелінійності.

На інші особливості можна не зважати і спростити їх. Метод скінченних елементів властивий алгоритмам програми Ліра, що є однаковими для будь-якого подібного завдання.



а



б

Рис. 1. Розрахункова схема та її фрагментація:
а – споруда;
б – МПР і примикаючі колони

Інструментом дослідження моделі був метод скінченних елементів, реалізований у комплексі Ліра. Метод реалізує принцип дискретизації розрахункової моделі.

Континуальна модель замінюється дискретною зі скінченним числом ступенів вільності [2].

Процес формування розрахункової схеми з моделі споруди здійснюється за допомогою програмного комплексу Мономах 4.2, після чого вручну задавали у Ліріперехідні стрижневі системи.

У результаті показана на рис. 1, а модель будівлі, де конструктивні елементи (колони, МПР) зображені у вигляді контурних елементів, трансформується в розрахункову схему, де кожен конструктивний елемент будівлі розбивається на скінченні елементи.

Крок розбиття моделі скінченими елементами для вирішення першого з поставлених завдань визначається серією попередніх перевірочних розрахунків і досвідом вирішення подібних завдань [3]. Вид розрахункової схеми показано на рис. 1.

Хід розрахунку

Після створення моделей з різними варіаціями паль для порівняння було вибрано ті ділянки вузлів, які розміщені у центрі МПР.

У просторовому завданні вузли бралися аналогічно як і плоскій. Епюру зусиль у двовимірному завданні будували по осі Q_x в додатному напрямку (рис. 2) до центру прольоту піж палями і лише біля опорної ділянки колони.

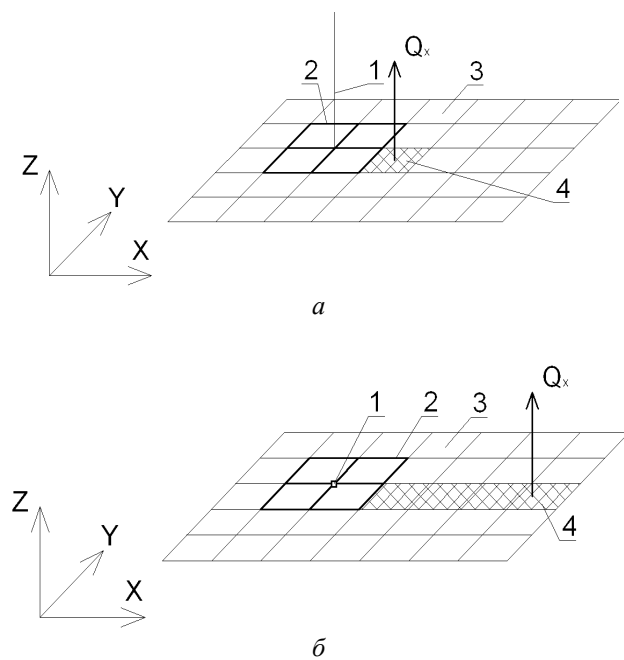


Рис. 2. Модель вузлів з'єднання:
а – колони з плитою;
б – палі з плитою

Щоб реалізувати інший спосіб моделювання силових граничних умов, треба було зняття з контуру плити заборони на будь-які переміщення. При цьому з умови рівноваги фрагмента конструкції на схему потрібно було докласти внутрішні зусилля від відкинutoї частини перекриття і знову використати дані, отримані під час розрахунку плоского завдання.

Складність такого моделювання граничних умов полягала у встановленні відповідності між групами внутрішніх зусиль у плиті, яку моделюють плоскими та об'ємними елементами. Таке завдання вимагало введення ряду допущень.

Складність питання можна проілюструвати на прикладі переходу від поперечних зусиль в одному з напрямків плити до дотичної напруги під час моделювання об'ємними елементами. Схему цього завдання зі всіма позначеннями та осями координат показано на рис 3.

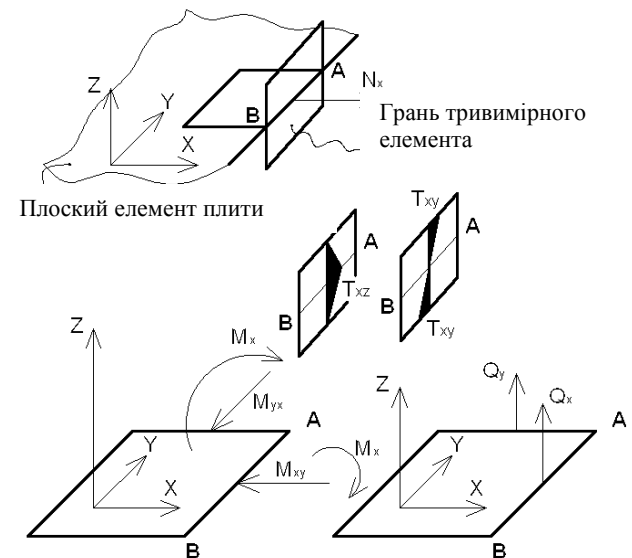


Рис. 3. Додатні напрямки внутрішніх зусиль по одній із граней фрагмента МПР

Із загального визначення поперечної сили [2] відомо, що поперечна сила і дотична напруга зв'язані залежністю

$$Q_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_{xz} dz, \quad (1)$$

де

h – товщина плити.

Вважається, що плита, модельована плоскими елементами, перебуває в середині «об'ємної» плити, як це показано на рис. 3.

Закон розподілу дотичної напруги по товщині плити нелінійний. Більше того, відповідно до загальноприйнятої деформаційної моделі плити визначаючи напружено-деформований стан слід враховувати процес утворення тріщин.

За методиками, наведеними у роботах [4; 5], а також за нормами необхідно визначати висоту стислої зони (рис. 4).

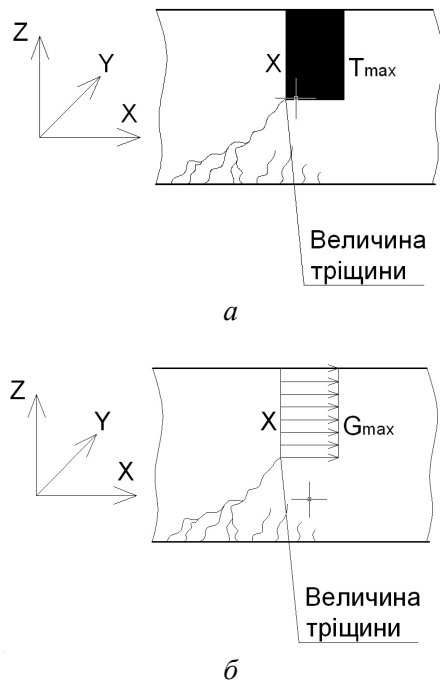


Рис. 4. Модель плити з тріщиною:

a – умовна епюра дотичної напруги по одній із граней;
б – умовна епюра нормальної напруги в одному з перетинів

Після проведення розрахунків плоского завдання [1] було виявлено, що з восьми компонентів напруженого стану плити чотирма можна нехтувати внаслідок їх невеликих значень. Значення кожного з відкинутих внутрішніх зусиль становить не більше 5–7 % від максимальних значень будь-якого зусилля з групи, що залишилася.

З урахуванням відкинутих компонентів напруженого стану перехід від плоского завдання до тривимірного здійснюють за залежністю (рис. 3). Після цього виконують лінійний розрахунок тривимірної моделі.

За наслідками розрахунку встановлюють характер напружено-деформованого стану плити при опорній зоні.

Далі потрібно визначити напрям, за яким буде проведено спостереження за впливом стику різнорозмірних елементів у плоскому завданні. За напрям візьмемо проліт у напрямку, як показано

на рис. 2. Після визначення напрямку проводять визначення поперечних сил щодо осі x вибрано-му напрямку в центральній частині плити в середині третього прольоту.

Вирішуване завдання полягає в порівнянні епюр поперечних сил, отриманих у результаті рішення плоскої та об'ємного завдання. Тепер потрібно побудувати аналогічну епюру тільки для об'ємного завдання. Вісь побудови епюри залишається незмінною. За наявності напруженого стану об'ємного фрагмента за залежністю (1) знаходимо поперечну силу.

У результаті проведення обчислень за вказаним алгоритмом було встановлено значення перерізувальних сил щодо осі x за вибраним напрямком.

Для оцінювання розбіжностей значень перерізувальних сил у прольоті між палями за віссю Q_x побудований графік (рис. 5).

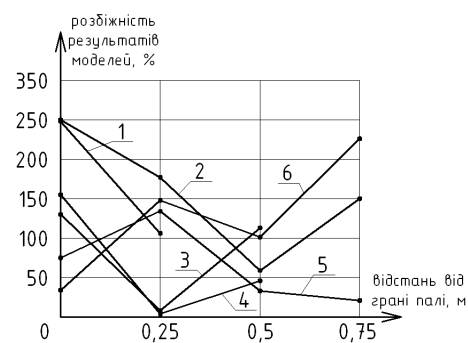


Рис. 5. Епюра розбіжностей результатів розрахунків Q_x у прольоті між палями з різним їх кроком

Щоб оцінити розбіжності значень у припорній грані колони і палі побудовано графік порівняльних розбіжностей (рис. 6).

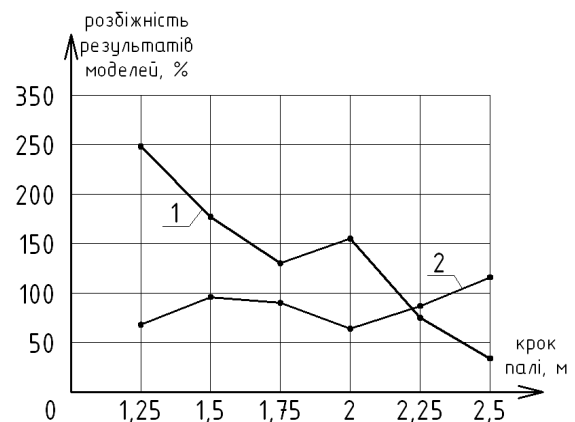


Рис. 6. Залежність розбіжностей результатів Q_x у припорній грані палі і колони за зміною кроку паль

Висновки

Майже в кожній будівлі, зведеній за такою технологією, є елементи монолітного палевого фундаменту. Можна говорити про те, що в сучасних умовах майже для кожного учасника процесу будівництва, від замовника-інвестора до кінцевого покупця, така конструкція є вигідним рішенням, що має багато переваг перед можливими альтернативами. Особливо часто таку конструкцію застосовують для будівництва різних громадських будівель: бізнес-центрів, розважальних і торгових центрів.

Природно, що інженери-проектувальники досить часто мають розраховувати і конструювати МПР. Надзвичайно складні у такій конструкції розрахунки армування, особливо під час забезпечення економічної ефективності проектного рішення, оскільки велика витрата арматури у таких елементах завжди була проблемою. Оцінювання дорожчання МПР через підвищення витрати арматури у разі застосування тих або інших схем посилення вузла стику колони і палі з МПР на практиці не проводиться. Оскільки немає методик з проектування цих елементів, вибираючи з цих можливих технічно грамотне рішення щодо конструкції цих вузлів, інженер не завжди вибрав економічно найбільш вдале. Наукова проблема полягає у тому, що немає методик розрахунку плити перекриття на продавлювання у місці сполучення з колоною.

Теоретичні основи опору залізобетонних елементів поперечним силам були закладені ще в 20-х роках ХХ ст., такими інженерами і дослідниками, як Дж. Р. Ніколсон, Вестергард, Слейтер, А.А. Гвоздев, В.І. Мурашов. Нині у зв'язку з розвитком сучасних інженерних інструментів з числового моделювання будівель та їх елементів з'явилися нові можливості по аналізу взаємодії елементів цього вузла, і таке завдання у такій формі раніше не ставилося.

Методика вирішення поставлених у роботі завдань основана на проведенні дослідження спеціальної моделі. Дослідження є серією числових експериментів, направлених на встановлення залежності розподілу розбіжностей значень. Проведено аналіз з можливостей конструювання і моделювання досліджуваного вузла.

У дослідній частині роботи встановлено зв'язок геометрії плити і внутрішніх зусиль, що виникають у ній під дією навантаження. Для цього розглянуто вдосконалену модель деформації певних вузлів. У роботі плити враховувалося те, що нелокальне продавлювання у цій зоні не проходить за схемою чистого зрізу, тоді як у науково-технічній літературі і у СНіП пропонується розраховувати подібні вузли саме за такою схемою. У роботі проведено аналіз і класифікацію існуючих конструктивних вирішень досліджуваних вузлів, показано, що вплив способу моделювання у припорній зоні скінченними елементами може значно впливати на значення поперечних сил цієї зони, проаналізовано графіки розбіжності припорній ділянці колони і палі зі зміною кроку, побудовано епюри-графіки розбіжності ділянок МПР між палями та їх аналіз.

Література

1. *Ватин Н.И.* Сопряжение колон и безкапитальной плиты перекрытия монолитного железобетонного каркасного здания / Н.И. Ватин, А.Д. Иванов. – М.: С. Пб., 2006 – 82 с.
2. *Тур В.В.* Расчёт железобетонных конструкций при действии перерезывающих сил: монография / В.В. Тур, А.А. Кондратчик. – Брест: БГТУ, 2000. – 400 с.
3. *Розин Л.А.* Задачи теории упругости и численные методы и их решение / Л.А. Розин. – С.Пб.: СПбГТУ, 1998. – 532 с.
4. *Железобетонные и каменные конструкции: учеб. для строит. спец. вузов* / В.М. Бондаренко, Р.О. Бакиров, В.Г. Назаренко, В.И. Римшин. – 3-е изд., исправл. – М.: Высш. шк., 2004. – 876 с.
5. *Гольшев А.Б.* Железобетонные конструкции. Т. 1 / А.Б. Гольшев, В.П. Полищук, В.Я. Бачинский. – К.: Логос, 2001. – 420 с.

Стаття надійшла до редакції 17.06.09.

УДК 65.011.3:656.71 (045)

І.Л. Государська, асист.

ЕКОНОМІЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ СТВОРЕННЯ ЗОН ГРОМАДСЬКОЇ БЕЗПЕКИ В ОКОЛИЦІ АЕРОПОРТУ

Розглянуто економічну ефективність створення зон громадської безпеки в околиці аеропорту на підставі аналізу витрат-прибутку. Обчислено витрати та прибутки від розміщення, переміщення приватних та громадських будівель, магістралі та інших структур або від зміни використання землі під сільськогосподарські роботи в межах зон громадської безпеки через вартість індивідуального ризику всередині розглянутої ділянки. Показано перевагу прибутку від створення зон громадської безпеки в околиці аеропорту, що перевищує витрати.

Economic efficiency of creation of Public Safety Zones within airport have been considered, that is based on cost-benefit analysis. Estimation of costs and the benefits have been presented from moving of private building, public buildings, road infrastructure or other structures or from change of land use within Public Safety Zones by cost of individual risk within the area interest. Advantage of the benefits from creation of Public Safety Zones within airport has been represented that are higher than costs.

витрати, зона громадської безпеки, економічна ефективність, індивідуальний ризик

Постановка проблеми

Зони громадської безпеки (ЗГБ) – це ділянки землі в торцях злітно-посадкової смуги (ЗПС) в аеропортах, в межах яких регулюється перебування кількості людей, які піддаються ризику, загибелі або травматизму через імовірну авіаційну подію (АП) повітряного корабля (ПК) під час зльоту або посадки [1].

В околиці аеропорту кількість мешканців, працівників та скупчення мас людей має бути обмеженим. Це впливає з політики ЗГБ [1], що визначає рівень індивідуального ризику для людей, які перебувають в околиці аеропорту та у випадку планування землевідведень для розміщення нових будівель, споруд у межах аеропорту або в разі наявності житлової, комерційної та промислової власності поблизу торця ЗПС.

На підставі аналізу витрат-прибутку визначають економічну ефективність створення ЗГБ, що пояснює політику створення ЗГБ в околиці аеропорту.

Економічна ефективність створення ЗГБ досягається створенням заходів безпеки в околиці аеропорту завдяки переміщенню будівель у зону низького ризику в межах ЗГБ через грошовий еквівалент. Прибуток пов'язаний із віддаленням або переміщенням будинків із зони високого ризику 10^{-4} в зону низького ризику 10^{-6} або заборонаю діяльності в межах ЗГБ. Прибуток розглядають як співвідношення витрат, де витрати пов'язані із загибеллю кількості людей в межах ЗГБ. Отже, прибуток виражається вартістю індивідуального ризику.

Для економічної ефективності створення ЗГБ потрібно [2]:

- 1) визначити контур ризику, який відповідає межі прийнятого індивідуального ризику загибелі людини 10^{-4} ЗГБ за рік (недопустиме значення), контур ризику 10^{-5} та 10^{-6} ЗГБ за рік (допустиме значення);
- 2) у кожній точці в межах контурів ризиків 10^{-4} та 10^{-5} ЗГБ порівняти прибуток від скорочення індивідуального ризику з витратами переміщення або заборони розміщення будівель у цих точках з використанням відповідних значень;
- 3) у межах контурів ризиків 10^{-4} та 10^{-5} позначити ЗГБ ділянкою, де прибуток перевищує витрати від нерозміщення там будівель та споруд.

Визначення зони громадської безпеки в околиці аеропорту

Зона громадської безпеки складається з контурів ризику: 10^{-4} , 10^{-5} , 10^{-6} , які являють собою просту геометричну форму. В основу визначення ЗГБ покладено оцінювання індивідуального ризику.

Індивідуальний ризик дорівнює щорічному ризику смерті або травматизму індивіда через АП ПК, який перебуває в зоні ризику щоденно 24 години на добу протягом року.

Для розрахунку контурів індивідуального ризику потрібно три основні (кількісні) величини:

- 1) щорічна ймовірність появи катастрофи ПК в околиці аеропорту (модель частоти катастроф);
- 2) розподіл місця розташування ПК за різними типами АП (модель місця розташування АП);

3) середній розмір ділянки, на якій можуть бути розкидані уламки ПК внаслідок катастрофи, та ймовірно пропорційно заглиблих людей у межах цієї ділянки (модель наслідку катастрофи).

Індивідуальний ризик у будь-якій точці, пропорційний добутку середньої оцінки катастроф R ПК, визначають як середнє значення за політ, кількості польотів ПК N і середній зруйнований ділянку A_{des} – як середню ділянку уламків ПК унаслідок удару з ділянкою землі, в межах якої розкидано уламки ПК і дана ділянка землі зруйнована). За допомогою статистичного опрацювання даних визначаємо лінійну регресію, яку подамо у вигляді добутку NRA_{des} із зонами A трьох значень індивідуального ризику (10^{-4} , 10^{-5} , 10^{-6}) [3]:

– для індивідуального ризику 10^{-4} :

$$A = 0,00015 NRA_{des} + 3,095 (R^2 = 0,978);$$

– для індивідуального ризику 10^{-5} :

$$A = 0,00015 NRA_{des} + 60,52 (R^2 = 0,999);$$

– для індивідуального ризику 10^{-6} :

$$A = 0,00015 NRA_{des} + 849,97 (R^2 = 0,988).$$

Загальну площу A та середню зруйновану ділянку A_{des} обчислюють в гектарах. Кількість польотів ПК N за рік виражається за кількістю зльотів та посадок ПК, а середня оцінка катастрофи ПК R – як катастрофа ПК на мільйон рухів.

Отримана в результаті форма ЗГБ має вигляд подовженого рівнобедреного трикутника з основою в торці ЗПС та простирається за зовнішні межі аеродрому.

Якщо аеропорт має більше від однієї ЗПС, площу A ділять пропорційно між кількістю торців.

Також використовуємо відсоток різних типів АП і відсоток рухів ПК.

Тоді, отримуємо рівняння

$$A_{re} = \sum_{i=1}^n AP_{Lre} P_{ai} + \sum_{i=1}^n AP_{Tre} P_{ai},$$

де

A_{re} – площа ЗГБ торця ЗПС (re);

n – кількість типів АП;

P_{Lre} – кількість посадок ПК у напрямку re ;

P_{Tre} – кількість зльотів ПК у напрямку re ;

P_{ai} – відсоток АП для типу i .

Якщо відома площа трикутника ЗГБ трьох значень індивідуального ризику 10^{-4} , 10^{-5} , 10^{-6} , де середнє співвідношення ρ між довжиною l і шириною w трикутника, тоді визначаємо розміри трикутників для кожного рівня індивідуального ризику такою системою:

$$\begin{cases} A = \frac{1}{2}lw \\ \rho = \frac{l}{w} \end{cases} \Rightarrow l, w.$$

Обчислення витрат

Обчислення витрат пов'язане із:

1) віддаленням або переміщенням будинків, споруд приватної власності (житловий будинок, магазин, промисловість та ін.) в зону низького ризику 10^{-6} ЗГБ;

2) віддаленням або переміщенням будинків, споруд громадської, комунальної та державної власності в зони низького ризику 10^{-6} ЗГБ (школа, кінотеатр, басейни та ін.);

3) зміною використання землі в межах ЗГБ де розташовані житлові будинки під сільське господарство.

Оцінювання економічних витрат щодо кожного припущення ґрунтується на концепції можливих витрат, тобто непрямих витрат.

Економічні витрати, які стосуються першого та другого припущень показано на рис. 1, а, структурну схему оцінювання витрат зі зміною використання землі, на якій розташовано житлові будинки під сільське господарство в ЗГБ в околиці аеропорту – на рис. 1, б.

Різниця між значенням ділянки, де розташовано житловий будинок та значенням після зміни цієї ділянки під інше використання називають «значення розвитку».

Передбачається, що «можливі» витрати на заборону нового розвитку землі, тобто заборони розташування нових житлових будівель та відведення цих ділянок землі під сільськогосподарські роботи – це відсоток «значення розвитку» землі. Відсоток задають у вигляді символічного значення – 10 %.

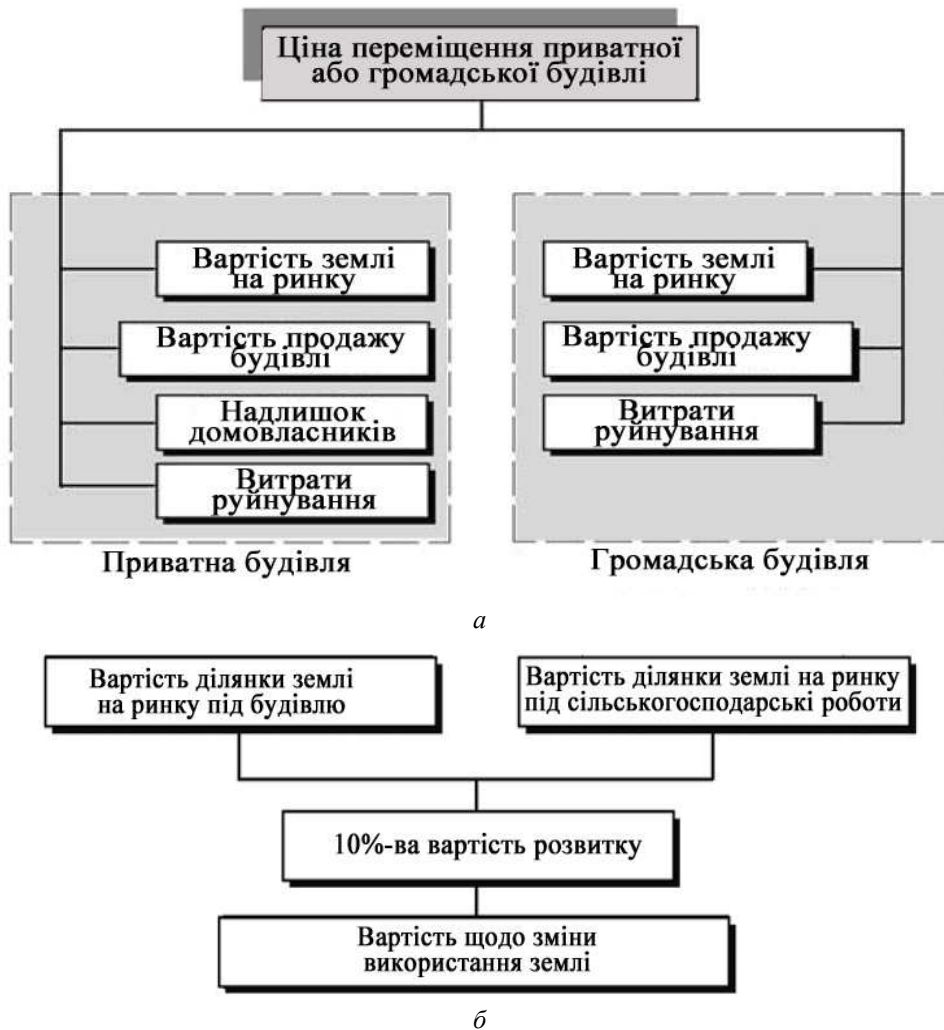


Рис. 1. Непрямі витрати, пов'язані з переміщенням приватних та громадських будівель (а) та зміною використання землі (б)

Обчислення прибутку

Середня кількість мешканців будинку виражається n , статистичне життя – v , абсолютний індивідуальний ризик – r . Тоді вартість статистичного життя мешканців будинку середнього розміру буде nv , який розміщений в контурі ризику r , тобто щорічне значення ризику має вигляд nvr . Якщо цей ризик збережеться m років, наприклад 30 років, то обліковий відсоток d для майбутніх витрат і прибутку становить 3,5 % за рік. Отже, величина прибутку від ризику становить

$$nvr \left(\frac{1 - \frac{1}{(1+d)^m}}{\frac{1}{(1+d)}} \right)$$

Тому, щоб визначити значення ризику як непрямий прибуток від заборони або ж переміщення або/і видалення будинків, пропонується таке співвідношення

$$n\alpha \frac{t}{24} \frac{g}{365} vru_d \left(\frac{1 - \frac{1}{(1+d)^m}}{\frac{1}{(1+d)}} \right)$$

де

t – середня кількість годин на добу;
 g – середня кількість днів протягом року, коли кількість індивідів n присутні всередині певної ділянки.

Типологію структур в околиці ЗГБ, для яких встановлено значення t та g , наведено в таблиці.

Значення t та g , які співвіднесені з допустимою зайнятістю в околиці ЗГБ

Діяльність, зайнятість	Структури або/і будівлі	t	g
Житлова	Житло, готелі, будинки відпочинку	24	365
Комерційна, трудова	Офіси, магазини, ресторани, об'єкти промисловості, фабрики, заводи	8-10	Будні дні
Спорт у вільний час	Гімнастичні зали, басейни	12	Будні дні
Навчальна	Школи, коледжі, інститути, університети	6	Будні дні
Санітарно-лікувальна	Госпіталі, лікарні, будинки для літніх осіб	24	365
Місця позбавлення волі	В'язниці, казарми	24	365

Показник u_d показує велике значення ризику молоді. Наприклад, школа розташована в зоні високого ризику 10^{-4} , тоді відповідний ступінь ризику u_d дорівнює 2. Це підкреслює важливе значення ризику дітям, оскільки існує імовірнісна втрата життя дитини.

Уводиться коефіцієнт α як співвідношення між ділянкою, де розташовано будівлю та середньою зруйнованою ділянкою.

Для обчислення середню зруйновану ділянку подано у вигляді прямокутника, де точка удару ПК збігається з центром прямокутника.

Для визначення коефіцієнта α необхідно провести розходження трьох випадків:

- 1) розглянута ділянка збігається із середньою зруйнованою ділянкою (рис. 2, а);
- 2) розглянута ділянка більша за середню зруйновану ділянку (рис. 2, б);
- 3) розглянута ділянка менша за середню зруйновану ділянку (рис. 2, в).

Випадок 1. Кількість індивідів n займають ділянку A_{int} , яка за розміром збігається із середньою зруйнованою ділянкою A_{des} .

У цьому випадку ймовірніше, що внаслідок катастрофи ПК буде залучена вся розглянута ділянка прямокутника, провокуючи загибель усіх людей, які займають цю ділянку, але тільки в разі якщо точка удару ПК збігається із центром площі A , тому

$$\alpha = 1.$$

Випадок 2. Частка індивідів із загальної кількості, які займають розглянуту площу A_{int} не загине.

Отже, припускається низьке значення ризику, порівняно з випадком 1, де ділянки повністю збігаються. Тому для цього випадку визначимо коефіцієнт α

$$\alpha = \frac{A_{des}}{A_{int}}.$$

Випадок 3. Індивіди, які займають площу A_{int} імовірніше загинуть не тільки якщо, удар ПК спрямує в центр середньої зруйнованої ділянки, але також якщо відбудеться удар ПК біля безлічі точок у межах середньої зруйнованої області A_{des} (рис. 3).

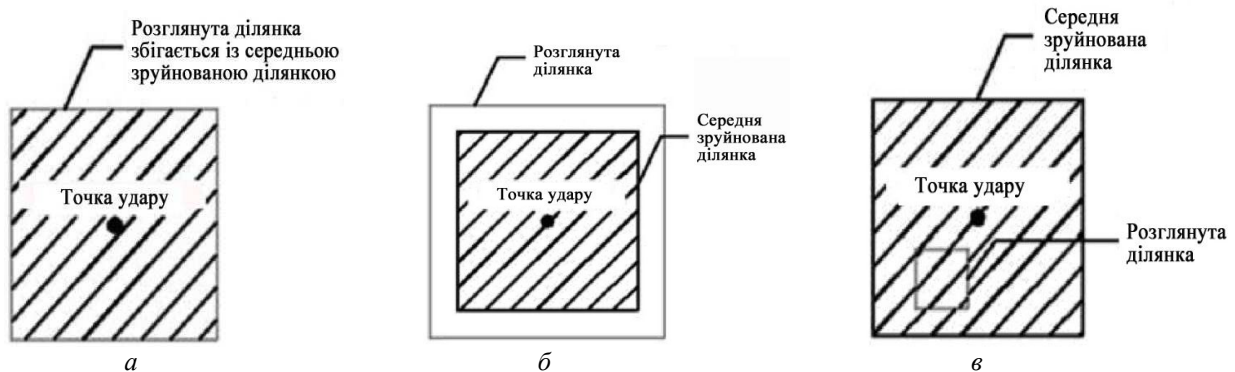


Рис. 2. Випадки 1 (а), 2 (б, в)

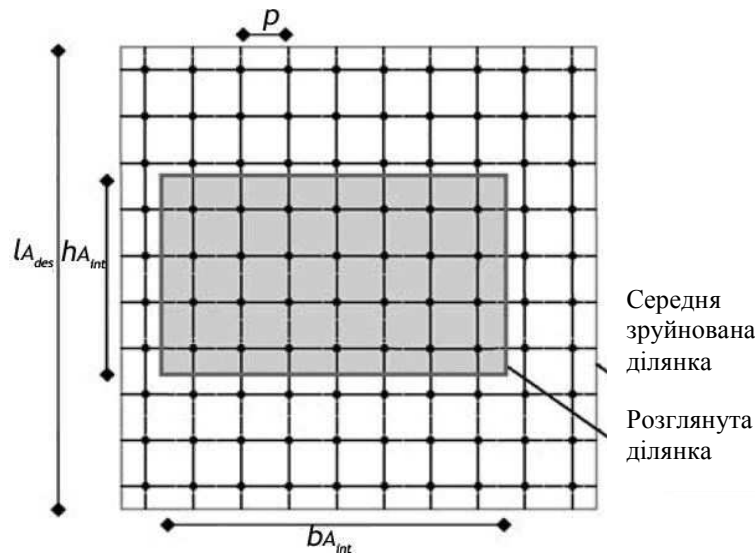


Рис. 3. Співвідношення між середньою зруйнованою ділянкою внаслідок катастрофи ПК та розглянутою ділянкою

Розглядаючи розміщення всіх імовірних точок удару ПК, які залучають розглянуту ділянку A_{int} в межах відносної середньої зруйнованої ділянки A_{des} , можна визначити коефіцієнт α з рівняння

$$\alpha = \left(1 + \frac{l_{A_{des}} - b_{int}}{p}\right) \left(1 + \frac{l_{A_{des}} - h_{int}}{p}\right),$$

де

- $l_{A_{des}}$ – сторона зруйнованої ділянки;
- $b_{A_{int}}$ – основа розглянутої ділянки;
- $h_{A_{int}}$ – висота розглянутої ділянки;
- p – крок відстані точок удару ПК.

Відстань визначає варіювання розміщення середньої зруйнованої ділянки, яка є значущою (задається як $l_{A_{des}}/10$).

Транспортна інфраструктура в межах зони громадської безпеки

Проїжджаючи по магістралі, що розташована в межах ЗГБ, пасажирів транспорту переважно перебувають деякий час протягом доби в зонах ризику. Але при цьому на магістралі в межах ЗГБ щільність заповнення транспорту пасажирями, які піддаються ризику, може бути високою і не допустимою.

Тобто транзит кількості індивідів n транспортними засобами по магістралі, які піддаються ризику, – непостійна величина в часі та просторі, оскільки пересування здійснюється з різною швидкістю від однієї до іншої точок магістралі.

Розглянута ділянка A_{int} – це частина магістралі, яка розміщена в зонах ризику 10^{-4} та 10^{-5} (рис. 4).

Визначимо кількість індивідів n , які займають розглянуту ділянку A_{int} :

$$VO_{cc} = p,$$

де

V – оцінка потоку (транспортний засіб/год);

O_{cc} – кількість пасажирів в транспорті, що пересуваються по магістралі (індивід/транспортний засіб: $O_{cc} = 1,5$).

Через годину кількість індивідів займають площу поверхні Z , що дорівнює добутку середньої швидкості руху S і ширини w відрізка дороги: $1000Sw = Z$.

Отже, отримуємо кількість індивідів, які займають частину магістралі:

$$\frac{p}{z} = \bar{p}.$$

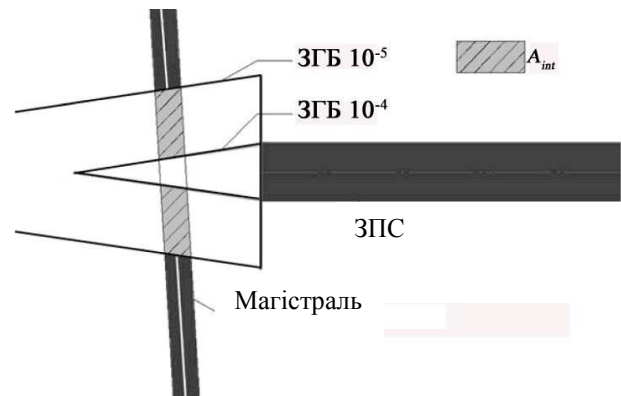


Рис. 4. Ділянка A_{int} магістралі

Тоді значення n індивідів одержимо:

$$\bar{p} A_{\text{int}} = n.$$

Згідно з працею [1] не дозволяється розміщувати в межах ЗГБ нову транспортну інфраструктуру – залізничні або автобусні станції, стоянки для автомобілів, – оскільки це призведе до скупчення людей тривалий час протягом доби. У межах ЗГБ можна розміщувати другорядні автомагістралі низької інтенсивності, що не пов'язані з містом.

Висновки

Економічну ефективність створення ЗГБ в околиці аеропортів визначено через аналіз витрат - прибутку. В аналізі витрат – прибутку критерій вибору рішень складається із певних заходів безпеки в околиці аеропорту завдяки визначенню витрат та прибутку в грошовому еквіваленті. Кінцевим результатом аналізу є перевага прибутку створення ЗГБ в околиці аеропорту над витратами.

В економічній ефективності створення ЗГБ визначений прибуток можна отримати завдяки скороченню кількості смертей, травматизму індивідів, завданих збитків мешканцям околиці аеропорту внаслідок аварій ПК, зменшення пошкоджень житлової і нежитлової забудови в межах ЗГБ.

Визначено, що вартість розвитку землі у вигляді розташування нових житлових будівель в зоні високого ризику ЗГБ вища, ніж відведення цих ділянок землі під сільськогосподарські роботи. Заборона розвитку землі в межах зон високого ризику значно знижує її вартість.

У розрахунку вартості розвитку землі в околиці аеропорту в межах ЗГБ було враховано рівень небезпеки зон ризику. Також визначено, що розвиток землі в межах ЗГБ прямо пропорційний соціальним витратам у цілому. У випадку заборони розвитку землі в межах ЗГБ соціальні витрати дорівнюватимуть нулю.

Література

1. *Control of development in airport Public Safety Zones.* Welsh Assembly Government. Circular 36/2004. – 2004, August. – P. 4–11.
2. *Third party risk near airports and public safety zone policy /* A.W. Evans, P. Foot, S.M. Mason, I.G. Parker, K. Slater et al. – National Air Traffic Services Limited. R@D Report 9636. RDD File Reference 8CS/91/03/10. – London, 1997, June. – P. 58–89.
3. *Distefano N.* Proposal of a methodology for airport Public Safety Zones. 4th International SIIV Congress / N. Distefano, S. Leonardi, D. Buscema. – Italy, 2007, September. – P. 2–9.

Стаття надійшла до редакції 04.06.09.

ІНФОРМАЦІЙНО-ДІАГНОСТИЧНІ СИСТЕМИ

УДК 621.891:620.11

**С.Ф. Філоненко, д.т.н., проф.
Т.М. Косицька, к.х.н.****ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ ЦИФРОВОГО ПЕРЕТВОРЕННЯ СИГНАЛІВ КОЛИВАНЬ
НА АМПЛІТУДНО-ЧАСТОТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИГНАЛІВ ЗМІЩЕННЯ**

Розглянуто результати експериментальних досліджень впливу інтервалу дискретизації сигналів прискорення та швидкості коливань на амплітудно-частотні залежності сигналів зміщення після виконання операцій подвійного або одинарного перетворення. Показано основні закономірності зміни вихідних амплітуд сигналів зміщення від частоти вхідних сигналів за заданими значеннями інтервалу дискретизації. Визначено, що інтервал дискретизації не впливає на амплітудно-частотні залежності сигналів зміщення за умови, що перетворення виконується зі сталою часу, яка дорівнює половині періоду вхідних сигналів швидкості та прискорення коливань.

The results of experimental researches of influencing a sampling interval of acceleration and speed oscillation signals on amplitude-frequency relations of displacement signals after using the operations of double or unary transformation are reviewed. Are shown the main regularity a change of displacement signals output amplitudes from frequency of input signals at set values of a sampling interval. Is determined, that the sampling interval does not influence on amplitude-frequency displacement signals relations under condition, that the transformation is executed from time constants, which value is peer to half part of period a input oscillation signals of speed and acceleration.

амплітуда зміщень, інтервал дискретизації, прискорення коливань, сигнал зміщення, частота коливань, швидкість коливань**Постановка проблеми**

Достовірність визначення динамічних зміщень з використанням датчиків прискорення та швидкості коливань є важливим питанням у діагностиці мостових конструкцій. Це обумовлено тим, що оцінка просторової роботи конструкції здійснюється з використанням динамічного коефіцієнта [1–6], який визначається відношенням статичного та динамічного переміщень конструкцій у прийнятих умовах навантаження. Якщо статичні переміщення визначаються з високою точністю вимірювань із використанням стандартних методів тензометрії, то застосування цих методів для вимірювання динамічних переміщень не є коректним. У той же час, при використанні високочутливих методів реєстрації сигналів швидкості та прискорення коливань з наступним їх перетворенням у сигнал зміщення потребує виконання операцій інтегрування. Вони повинні виконуватися з заданою величиною сталої часу інтегрування. Її вибір впливає на достовірність визначення динамічних зміщень конструкцій.

Питання впливу сталої часу інтегрування на достовірність визначення динамічних зміщень конструкцій після перетворення сигналів швидкості та прискорення коливань розглянуто в роботах [7; 8], де показано, що залежності зміни вихідної амплітуди сигналів зміщення від сталої часу інтегрування мають нелінійний, дзвоноподібний характер.

Однак максимальне значення амплітуди сигналу зміщення відповідає значенню сталої часу інтегрування, що дорівнює половині періоду вхідного сигналу. Це належить як до обробки модельних сигналів синусоїдальної форми, так і до обробки реальних загасаючих сигналів із різними частотами коливань. Результати досліджень у лабораторних умовах та під час випробувань мостових конструкцій мають добре узгодження між собою [9].

Вплив параметрів цифрового перетворення аналогових сигналів швидкості та прискорення коливань на амплітуду вихідних сигналів зміщення розглянуто в роботі [10], де показано, що інтервал дискретизації сигналів швидкості та прискорення коливань не впливає на амплітуду сигналу зміщення у випадку, якщо одинарне або подвійне інтегрування виконується зі сталою часу, яка дорівнює половині періоду вхідних сигналів. Це стосується модельних сигналів синусоїдальної форми та реальних загасаючих сигналів, реєстрованих із використанням датчиків швидкості та прискорення коливань. Дослідження проводили за умови сталості частоти вхідних сигналів. Однак під час проектування та будівництва мостів застосовують різні конструктивні рішення (тип, розміри), що обумовлює існування різних основних мод або частот коливань. Із точки зору достовірності визначення динамічних зміщень конструкцій важливим є визначення впливу інтервалу дискретизації вхідних сигналів швидкості та прискорення коливань з різними частотами на параметри вихідних сигналів зміщення.

Мета роботи – показати, що за заданою амплітудою вхідного сигналу швидкості коливань та інтервалу його дискретизації зміна амплітуди сигналу зміщення від частоти має обернено пропорційну залежність від частоти. Для сигналу прискорення за заданою амплітудою та інтервалом дискретизації зміна амплітуди сигналу зміщення від частоти має обернено пропорційну залежність від квадрата частоти. Ці закономірності існують за умови, що стала часу інтегрування (одинарного або подвійного) дорівнює половині періоду вхідного сигналу. Зі зміною значення інтервалу дискретизації отримані закономірності для сигналу швидкості та прискорення не змінюються, що показує високу достовірність перетворення вхідних сигналів коливань в сигнал зміщення, згідно з розробленою методологією визначення динамічних зміщень конструкцій.

Методика досліджень

Для дослідження впливу інтервалу дискретизації на амплітуду сигналу зміщення, після перетворення сигналів прискорення та швидкості коливань зі змінною частотою, використовували методику та установку, які розглянуто в роботі [10]. Структурну схему установки показано на рис. 1.

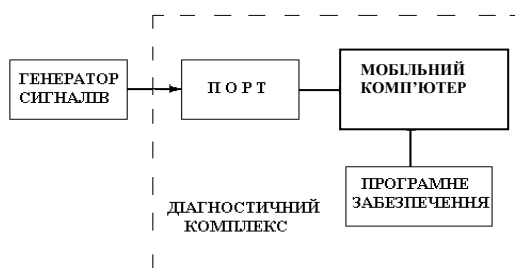


Рис. 1. Структура установки для реєстрації й обробки сигналів швидкості та прискорення коливань

Методика досліджень полягала в такому. Проводили реєстрацію та обробку стандартного сигналу синусоїдальної форми, який розглядався як імітаційний сигнал швидкості або прискорення коливань. Сигнал формувался на виході генератора і подавався на вхід діагностичного комплексу "FREQS" (рис. 1). Процесом вимірювань, обробкою та аналізом даних керували з використанням програмного забезпечення.

Перетворення вхідного аналогового сигналу в цифрові коди виконується з інтервалом дискретизації Δt , величина якого змінювалася у діапазоні значень

$$\Delta t = 68,73 \text{ мкс} - 1695,0 \text{ мкс}.$$

Після перетворення сигналів проводили їх запис у мобільний комп'ютер і формували логічні масиви даних.

Аналогові синусоїдальні сигнали швидкості та прискорення коливань мали постійні значення максимальної амплітуди, відповідно, U_1' і U_1'' . Для проведення досліджень здійснювалася зміна частоти вхідних сигналів у діапазоні значень від 5 до 30 Гц. Обробку зареєстрованих сигналів швидкості та прискорення проводили з їх перетворенням у сигнал зміщення. Для цього використовували операцію інтегрування. Для сигналу швидкості виконувалось одинарне, а для сигналу прискорення подвійне інтегрування. Операції виконувались зі сталою часу інтегрування, яка дорівнювала половині періоду вхідних сигналів. За результатами перетворення сигналів швидкості та прискорення коливань для кожного значення інтервалу дискретизації Δt здійснювалася побудова і аналіз залежності зміни амплітуди сигналу зміщення від частоти.

При цьому похибка вимірювання частоти діагностичним комплексом за результатами обробки спектрів реєстрованих сигналів не перевищує $\pm (0,3 + 0,05 f_{\max})$ Гц, а похибка вимірювання амплітуди сигналів зміщення – значення $\pm (0,3 + 0,05 U_{\max})$ В. Аналіз отриманих залежностей зміни амплітуди сигналу зміщення від частоти для кожного інтервалу дискретизації вхідних сигналів проводився з використанням методів аналізу графічних даних. У зв'язку з цим визначався вид функції апроксимації, значення коефіцієнтів пропорційності, а також дисперсія для заданої імовірності.

Результати досліджень

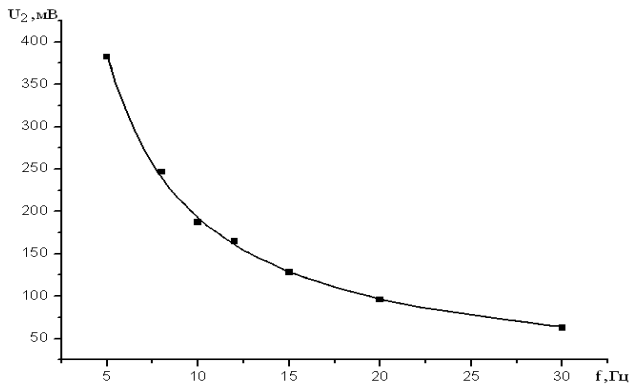
Операції одинарного перетворення сигналу швидкості коливань у сигнал зміщення та подвійного перетворення сигналу прискорення в сигнал зміщення є операціями інтегрування зі сталою часу δ , яка повинна дорівнювати половині періоду вхідних сигналів. Її вибір обґрунтовано в роботах [7; 8].

Згідно з класичним визначенням подібних операцій інтегрування синусоїдальних функцій зі зміною частоти вхідного сигналу швидкості вихідна амплітуда сигналу зміщення (одинарна операція інтегрування) повинна мати значення, обернено пропорційні частоті, тобто $U_2 \sim f^{-1}$ [11].

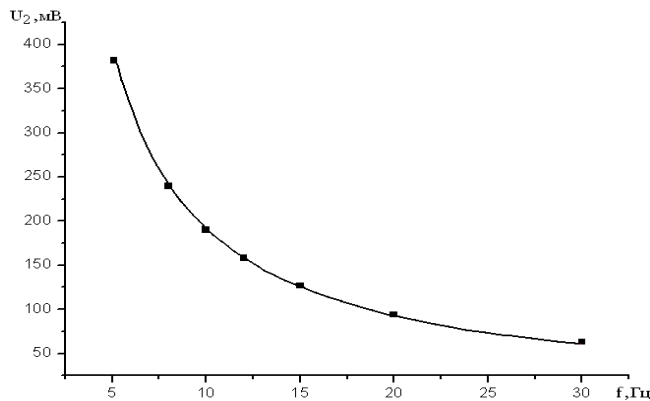
У випадку подвійного інтегрування сигналу прискорення вихідна амплітуда сигналу зміщення повинна мати значення, обернено пропорційні квадрату частоти, тобто $U_2 \sim f^{-2}$.

Існування таких залежностей, безумовно, повинно свідчити про правильність вибору сталої часу інтегрування та достовірність методу визначення динамічних зміщень конструкцій [7; 8; 12].

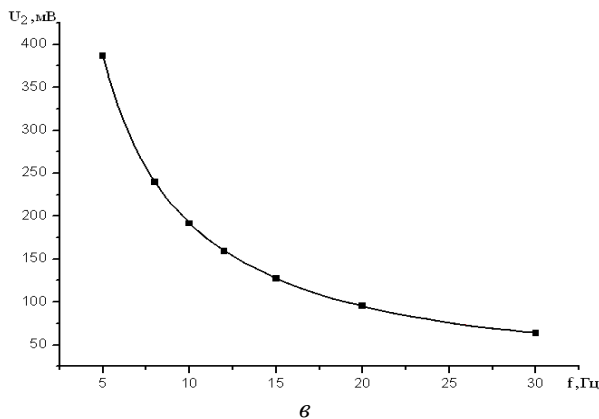
На першому етапі досліджень впливу інтервалу дискретизації на амплітуду сигналу зміщення після перетворення вхідного сигналу зі змінною частотою як модельний сигнал швидкості використовували сигнал синусоїдальної форми. Сигнал мав постійне значення амплітуди $U_1' = 5,25$ В і подавався на вхід діагностичного комплексу (рис. 2, а), де здійснювалася його обробка.



а



б



в

Рис. 2. Зміна амплітуди сигналів зміщення від частоти за перетворення сигналу швидкості для різних значень інтервалу дискретизації Δt :

а – 68,73 мкс;

б – 240,4 мкс;

в – 1136,0 мкс

Аналіз отриманих результатів показав, що для всіх значень частот вхідного сигналу швидкості зміна інтервалу його дискретизації Δt у діапазоні $\Delta t = 68,73 - 1695,0$ мкс не впливає на спектри вихідних сигналів зміщення, тобто резонансні частоти, які визначено за спектрами сигналів швидкості та зміщення, збігаються між собою.

У той же час, за постійної амплітуди сигналу швидкості та заданої величини інтервалу дискретизації ($\Delta t = \text{const}$) зростання частоти вхідного сигналу призводить до зменшення амплітуди вихідного сигналу зміщення. Така закономірність спостерігається для всіх досліджуваних величин інтервалу дискретизації в розглянутому діапазоні значень.

На рис. 2 показано залежності зміни амплітуди сигналів зміщення від частоти вхідного сигналу швидкості для значень інтервалу дискретизації, 68,73 мкс (а), 240,4 мкс (б), 1695,0 мкс (в). Час перетворення становив $\delta = T_1/2$ (T_1 – період вхідного сигналу швидкості).

Аналіз отриманих результатів із використанням математичного пакета прикладних програм “Origin” показав, що залежності зміни амплітуди сигналів зміщення від частоти після перетворення сигналів швидкості коливань, які мали постійну величину вхідної амплітуди, для всіх значень інтервалу дискретизації описуються функцією

$$U_2 = af^{-b}, \quad (1)$$

де

a, b – коефіцієнти.

Апроксимація отриманих даних показала, що коефіцієнти апроксимуючого виразу після перетворення сигналів швидкості коливань мають такі значення:

– для інтервалу дискретизації $\Delta t = 68,73$ мкс (рис. 2, а)

$a = 1945,22, b = 0,994$;

– для інтервалу дискретизації $\Delta t = 240,4$ мкс (рис. 2, б)

$a = 1939,22, b = 1,047$;

– для інтервалу дискретизації $\Delta t = 1136,0$ мкс (рис. 2, в)

$a = 1961,55, b = 1,01$.

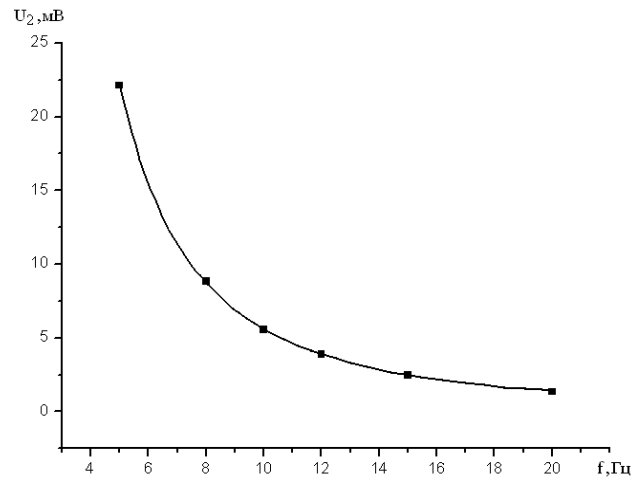
У зв'язку з цим дисперсія σ^2 апроксимації експериментальних даних для визначених ймовірностей p становила:

- для інтервалу дискретизації $\Delta t = 68,73$ мкс $\sigma^2 = 0,5899$ з імовірністю $p = 0,99874$;
- для інтервалу дискретизації $\Delta t = 240,4$ мкс $\sigma^2 = 0,6093$ з імовірністю $p = 0,99563$;
- для інтервалу дискретизації $\Delta t = 1136,0$ мкс $\sigma^2 = 0,2178$ з імовірністю $p = 0,99998$.

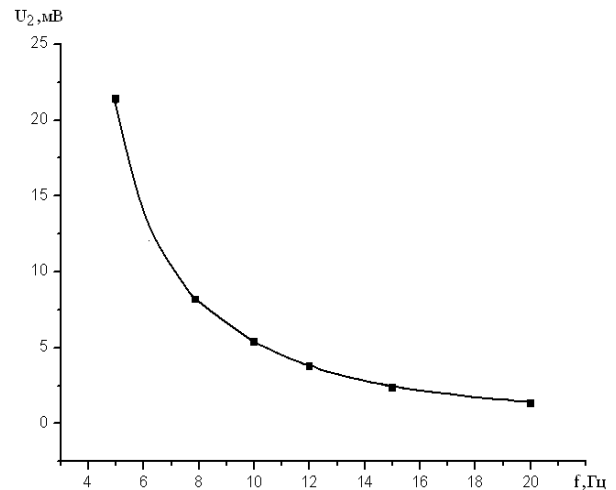
Із отриманих результатів видно, що для всіх значень інтервалу дискретизації залежності зміни амплітуди сигналів зміщення від частоти вхідного сигналу швидкості з мінімальною дисперсією описуються степеневою функцією з показником ступеня, значення якого практично дорівнює мінус одиниці. Іншими словами значення амплітуди сигналів зміщення обернено пропорційно частоті вхідного сигналу швидкості коливань, тобто $U_2 \sim f^{-1}$. У зв'язку з цим інтервал дискретизації не впливає на зміну залежностей амплітуд вихідного сигналу зміщення.

Отримані залежності спостерігаються за значення сталої часу інтегрування δ , яка дорівнює половині періоду вхідного сигналу швидкості. За відхилення значення δ від величини $\delta = T_1/2$, тобто $\delta \neq T_1/2$, залежності зміни амплітуди сигналів зміщення від частоти не описуються виразом (1). Це обумовлено тим, що за відхилення часу інтегрування від значення $\delta = T_1/2$ спад амплітуди вихідного сигналу зміщення від δ носить складний нелінійний характер зміни.

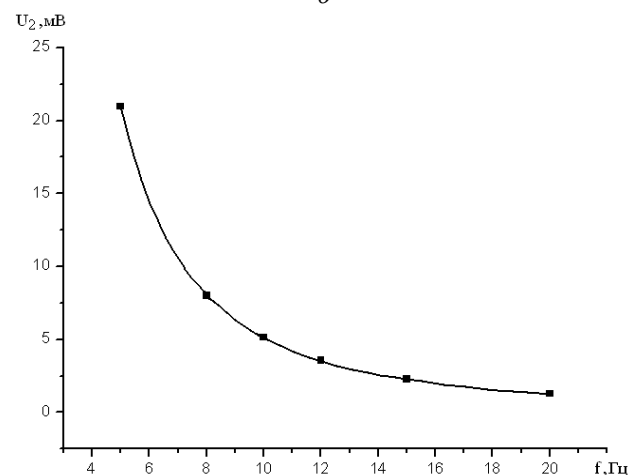
Аналогічні дослідження було проведено для модельного сигналу прискорення коливань, який мав постійне значення амплітуди $U_1'' = 5,25$ В. Сигнал прискорення, як і в першому випадку, подався на вхід діагностичного комплексу (рис. 3, а), де здійснювалася його обробка та аналіз, згідно з розробленою методикою. Обробка отриманих результатів показала, що для всіх значень частот вхідного сигналу прискорення зміни величини інтервалу дискретизації Δt в діапазоні $\Delta t = 68,73$ мкс – 1695,0 мкс не впливає на спектри вихідних сигналів зміщення, тобто резонансні частоти, які визначено за спектрами сигналів прискорення і зміщення, співпадають між собою. У той же час, за постійною амплітудою сигналу прискорення і заданою величиною інтервалу дискретизації ($\Delta t = \text{const}$) зростання частоти вхідного сигналу приводить до зменшення амплітуди вихідного сигналу зміщення. Така закономірність спостерігається для всіх досліджуваних величин інтервалу дискретизації у розглянутому діапазоні значень.



а



б



в

Рис. 3. Зміни амплітуди сигналів зміщення від частоти за подвійного перетворення сигналу прискорення для різних значень інтервалу дискретизації Δt :

а – 68,73 мкс;

б – 240,4 мкс;

в – 1136,0 мкс

На рис. 3 показано залежності зміни амплітуди сигналів зміщення від частоти вхідного сигналу прискорення після його подвійного перетворення для інтервалу дискретизації 68,73 мкс (а), 240,4 мкс (б), 1695,0 мкс (в). Час перетворення становить $\delta = T_1/2$, (T_1 – період вхідного сигналу прискорення).

Аналіз отриманих результатів з використанням математичного пакета прикладних програм “Origin” показав, що залежності зміни амплітуди сигналів зміщення від частоти, після подвійного перетворення сигналів прискорення коливань, які мали постійну величину вхідної амплітуди, для всіх значень інтервалу дискретизації описуються функцією (1). Апроксимація отриманих даних дозволила визначити коефіцієнти апроксимуючого виразу:

- для інтервалу дискретизації $\Delta t = 68,73$ мкс (рис. 3, а) $a = 537,36$, $b = 1,982$;
- для інтервалу дискретизації $\Delta t = 240,4$ мкс (рис. 3, б) $a = 544,47$, $b = 1,989$;
- для інтервалу дискретизації $\Delta t = 1136,0$ мкс (рис. 3, в) $a = 552,06$, $b = 2,03$.

Дисперсії σ^2 апроксимації експериментальних даних для визначених ймовірностей p становили:

- для інтервалу дискретизації $\Delta t = 68,73$ мкс $\sigma^2 = 0,00497$ з ймовірністю $p = 0,99975$;
- для інтервалу дискретизації $\Delta t = 240,4$ мкс $\sigma^2 = 0,001676$ з ймовірністю $p = 0,99993$;
- для інтервалу дискретизації $\Delta t = 1136,0$ мкс $\sigma^2 = 0,00128$ з ймовірністю $p = 0,99998$.

З отриманих результатів видно, що для всіх значень інтервалу дискретизації залежності зміни амплітуди сигналу зміщення від частоти сигналу прискорення після його подвійного перетворення із мінімальною дисперсією описуються степеневою функцією з показником ступеня, значення якого практично дорівнює мінус двом.

Значення амплітуди сигналів зміщення обернено пропорційне частоті вхідного сигналу прискорення коливань, тобто $U_2 \sim f^{-2}$. При цьому інтервал дискретизації не впливає на зміну залежностей амплітуд вихідного сигналу зміщення.

Отримані залежності спостерігаються за значення сталої часу інтегрування δ , яка дорівнює половині періоду вхідного сигналу прискорення.

За відхилення значення δ від $\delta = T_1/2$, тобто $\delta \neq T_1/2$, залежності зміни амплітуди сигналів зміщення від частоти не описуються виразом (1). Це обумовлено тим, що за відхилення часу інтегрування від значення $\delta = T_1/2$ падіння амплітуди вихідного сигналу зміщення від δ , як і в попередньому випадку, носить складний нелінійний характер зміни.

Висновки

Результати проведених досліджень показали, що у зв'язку з проведенням одинарного перетворення сигналів швидкості в сигнал зміщення залежність зміни амплітуди сигналу зміщення від частоти для всіх значень інтервалу дискретизації з мінімальною дисперсією і високою імовірністю описується степеневою функцією. При цьому значення показника ступеня дорівнює мінус одиниці, тобто амплітуда сигналу зміщення після перетворення сигналу швидкості обернено пропорційна частоті вхідного сигналу ($U_2 \sim f^{-1}$).

За проведення подвійного перетворення сигналу прискорення в сигнал зміщення залежність зміни амплітуди сигналу зміщення від частоти для всіх значень інтервалу дискретизації вхідного сигналу з мінімальною дисперсією і високою імовірністю також описується степеневою функцією. Значення показника ступеня в цьому випадку дорівнює мінус двом, тобто амплітуда сигналу зміщення після подвійного перетворення сигналу прискорення обернено пропорційна квадрату частоти вхідного сигналу ($U_2 \sim f^{-2}$). У зв'язку з цим визначено, що інтервал дискретизації вхідного сигналу швидкості або прискорення коливань не впливає на зміну залежностей амплітуди сигналів зміщення від частоти. Отримані залежності існують за умови, що стала часу інтегрування дорівнює половині періоду вхідного сигналу прискорення або швидкості. За відхилення значення сталої часу інтегрування від даної величини залежності зміни амплітуди сигналів зміщення від частоти не підкоряються встановленим закономірностям. Отримані результати показують високу достовірність розробленого методу визначення динамічних характеристик конструкцій у зв'язку з обробкою сигналів прискорення та швидкості коливань.

Література

1. *Мости: конструкції та надійність* / Й.Й. Лучко, П.М. Коваль, М.М. Корнієв та ін. – Л.: Каменяр, 2005. – 989 с.
2. *Lucas J. Structural load testing and flexure analysis of the route 701 bridge in louisa county, Virginia: Final report VTRC 04-R12* / J. Lucas, T.E. Cousins, M.C. Brown at al. – Virginia Transportation research council. – June 2004. – 31 p.
3. *Ritter M.A. Dynamic response of stress-laminated-deck bridges* /M.A. Ritter, D.L. Wood, T.J. Wipf at al // The 4th Intern. Bridge Engin.Conf., August 28–30, Washington, 1995: Proc. – Vol 2. – 1995. – P. 381 – 394.
4. *Taylor S.E. Development and testing of portable glulam timber bridge systems* / S.E. Taylor, M.A. Ritter // 79th Annual meeting of transportation research board, January 9–13, 2000, Washington. – 2000. – Paper No.00-0334. – 16 p.
5. *Chaallal O. Experimental evaluation of dynamic amplification for evaluation of bridge performance: Technical report No.ETS.DRSR.98.1* / O.Chaallal, M. Shahawy. – University of Quebec, Canada. June 1998. – 67 p.
6. *Філоненко С.Ф. Методи та засоби діагностики мостових конструкцій* / С.Ф. Філоненко, І.К. Корнієнко, Т.М. Косицька // Вісник НАУ. – 2008. – № 3. – С. 172–182.
7. *Babak V.P. Optimization of signal features under objects' dynamic test* / V.P. Babak, S.F. Filonenko, I.K. Kornienko-Miftakhova, A.V. Ponomarenko // Aviation. – 2008.– Vol 12, N1. – P.10– 17.
8. *Бабак В.П. Обработка сигналов при динамических испытаниях объектов* / В.П. Бабак, С.Ф. Філоненко, И.К. Корниенко-Мифтахова, А.В. Пономаренко // Технологические системы. – 2007. – № 1(37). – С.25–32.
9. *Філоненко С.Ф. Аналіз динамічних характеристик моста* /С.Ф. Філоненко, П.М. Коваль, П.М. Шашук, І.К. Корнієнко // Дороги і мости: зб. наук. пр. Держдор НДІ ім. М.П. Шульгіна. – 2008. – Вип.9. – С. 119–128.
10. *Філоненко С.Ф. Вплив параметрів цифрового перетворення сигналів коливань на достовірність визначення динамічних зміщень конструкцій* /С.Ф. Філоненко, Т.М. Косицька, І.К. Корнієнко // Вісник НАУ. – 2009. – № 2. – С. 113–132.
11. *Лузин Н.Н. Интегральное исчисление* / Н.Н. Лузин. – М.: Сов. наука, 1958. – 415 с.
12. *Пат. №84911*, Україна, МПК G01N 29/12 G01M 7/02. Спосіб визначення динамічних зсувів конструкцій / С.Ф. Філоненко, В.П. Бабак, І.К. Корниенко-Мифтахова. – № а 200610738; заявл. 10.10.2006; Опубл. 10.12.2008, Бюл. № 23.

Стаття надійшла до редакції 07.09.09.

УДК 004.73(045)

М.В. Стріха, д. ф.-м. н.
О.В. Гладков, зав. сектору

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДОСТУПУ ДО ЕЛЕКТРОННИХ НАУКОВИХ ВИДАНЬ ЧЕРЕЗ МЕРЕЖУ УРАН

Розглянуто проблеми забезпечення доступу до паперових та електронних наукових видань, різноманітних баз даних. Наведено споживання цільового трафіку серед користувачів електронних ресурсів за місяцями згідно зі статистикою через національну науково-освітню мережу УРАН

Providing an access to the scientific publications over the URAN network. The first results and conclusions. Examined the problems of providing an access to paper and electronic scientific publications and various databases. Analyzed the usage of special purpose traffic among the users of electronic resources on the month's basis according to statistics over a national scientific-educational network URAN

база даних, електронні ресурси, доступ, інформація, наукові видання, науково-освітня мережа

Вступ

Традиційно гострою проблемою для українських науковців є забезпечення доступу до паперових та електронних наукових видань, різноманітних баз даних.

В умовах лавиноподібного зростання кількості наукової інформації лише доступ до реферативних баз і електронних повнотекстових версій провідних наукових часописів дозволяє досліднику в режимі реального часу стежити за станом наукового пошуку в його сфері.

Сучасний науковець, який працює в університеті (не лише в західному, але й східному) вже не уявляє своєї роботи без можливості постійного доступу до реферативних баз Web of Science, SCOPUS, чи INSPEC, та без оперативного доступу до повних текстів, знайдених через ці бази потрібних йому публікацій на моніторі власного персонального комп'ютера.

Аналіз досліджень і публікацій

Близько 20 років тому наукові установи й вищі навчальні заклади майже перестали через бідність передплачувати західні журнали. Значна частина нового покоління кандидатів наук не тримала в руках жодного англомовного наукового часопису. Із відряджень за кордон науковці верталися спершу з валізами, повними ксерокопій, а потім із «флешами», заповненими статтями з «тамтешніх» бібліотек.

З погляду потреб повноцінної інтеграції української науки в світову нині передплата окремих паперових примірників наукової періодики для якихось окремих бібліотек уже нічого не вирішить. Потрібна масована передплата інтернет-версій, доступних для всього загалу українських дослідників.

Така передплата зазвичай дорога. Середньостатистичний західний університет витрачає на ці потреби кілька мільйонів доларів річно, що для українського наукового бюджету є надто великою сумою. Стандартна ціна, за якою пересічний відвідувач мережі може «завантажити» статтю із сайту провідного наукового часопису, становить близько 30 дол. США. Таких статей дослідникові потрібно не одну й не дві на тиждень, а валютні рахунки, з яких ці кошти можна вільно переказувати, мають далеко не всі професори й доценти.

Постановка завдання

На торішній підсумковій колегії міністр освіти і науки (МОН) України професор (одні з провідних українських фізиків-теоретиків) І.О. Вакарчук заявив, що забезпечення українським науковцям доступу до світових інформаційних наукових ресурсів набуло статусу одного з наукових пріоритетів МОН.

Протягом літа 2008 р. МОН через національну науково-освітню мережу УРАН, яку з лютого 2008 р. приєднано до європейської мережі GEANT2, та за сприяння фірми ABE Marketing (Польща), яка має великий досвід забезпечення електронними ресурсами польських університетів, провело переговори з вісьмома провідними науковими видавництвами світу і отримало пільгову пропозицію доступу до їхніх ресурсів (понад 3000 журналів) для всіх наукових установ України, приєднаних до мережі УРАН.

Систему УРАН, яка об'єднує понад 60 українських університетів, погодилися підключити як одну велику установу. Термін тестового доступу до електронних ресурсів становив з 15 вересня 2008 р. до 15 січня 2009 р.

Оскільки коштів на таке підключення в Державному бюджеті 2008 р. передбачено не було, міністр І.О. Вакарчук звернувся до керівників вищих навчальних закладів з проханням надати фінансову підтримку для передплати електронних видань на період тесту. На це прохання відгукнулися 15 вищих навчальних закладів:

- 1) Національний університет «Львівська політехніка»;
- 2) Одеський національний політехнічний університет;
- 3) Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»;
- 4) Національний авіаційний університет;
- 5) Національний транспортний університет;
- 6) Полтавський національний технічний університет ім. Ю. Кондратюка;
- 7) Донецький національний університет;
- 8) Запорізький національний університет;
- 9) Одеський національний університет ім. І.І. Мечнікова;
- 10) Харківський національний університет радіоелектроніки;
- 11) Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»;
- 12) Донецький національний технічний університет;
- 13) Південно-український державний педагогічний університет ім. К.Д.Ушинського;
- 14) Київський національний університет технології та дизайну;
- 15) Київський національний університет будівництва і архітектури.

Завдяки фінансовій підтримці цих вищих навчальних закладів було забезпечено тестову передплату ресурсів таких видавництв:

- Springer/Zentralblat Math;
- Blackwell Publishing / Wiley;
- Cambridge University Press;
- Royal Society of Chemistry;
- Nature Publishing Group;
- Science.

Окремо завдяки прямим переговорам УРАНУ було забезпечено безкоштовний тестовий доступ до ряду інших ресурсів, серед яких варто виокремити колекцію відомих журналів American Physical Society.

У тестуванні взяли участь 56 вищих навчальних закладів та науково-дослідних інститутів у 10 містах України, що є абонентами мережі УРАН:

- Вінницький національний технічний університет;

- Інститут фізико-органічної хімії і вуглекімії ім. Л.М. Литвиненка Національної академії наук України;

- Донецький національний університет;
- Донецький національний технічний університет;
- Донецький фізико-технічний інститут ім. О.О. Галкіна Національної академії наук України;
- Національний гірничий університет України (Дніпропетровськ);
- Дніпропетровський регіональний інститут державного управління України;
- Придніпровська державна академія будівництва і архітектури (ПДАБА);
- Інститут безперервної фахової освіти ПДАБА;
- Придніпровська державна медична академія;
- Запорізький національний технічний університет;
- Запорізька державна інженерна академія;
- Запорізький національний університет;
- Запорізький державний медичний університет;
- Національний антарктичний науковий центр МОН;
- Державний фонд фундаментальних досліджень;
- Київський національний університет будівництва і архітектури;
- Київський національний педагогічний університет ім. М. П. Драгоманова;
- Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»;
- Київський національний економічний університет ім. Вадима Гетьмана;
- Міжнародний науково-навчальний центр інформаційних технологій та систем НАН та МОН України;
- Національна академія державного управління при Президенті України;
- Національний авіаційний університет;
- Міжнародний науково-технічний університет;
- Національний транспортний університет;
- Київський національний університет технології та дизайну;
- Національний університет «Львівська політехніка»;
- Одеський національний університет ім. І.І. Мечнікова;
- Одеська національна морська академія;
- Одеський національний морський університет;
- Одеська національна юридична академія;
- Одеський національний політехнічний університет;

– Південноукраїнський державний педагогічний університет ім. К.Д. Ушинського;
 – Полтавський ВІТІ НТУУ «КПІ»;
 – Полтавський університет споживчої кооперації України;
 – Полтавський національний технічний університет ім. Ю. Кондратюка;
 – Морський гідрофізичний інститут Національної академії наук України;
 – Інститут біології південних морів ім. О.О. Коваленка Національної академії наук України;
 – Централізована бібліотечна система для дітей;
 – Севастопольський міський гуманітарний університет;
 – Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»;
 – Харківський національний університет радіоелектроніки;
 – Харківський національний університет ім. В. Каразіна;
 – Харківський національний економічний університет;
 – Українська інженерно-педагогічна академія;
 – Харківська державна академія культури;
 – Інститут медичної радіології ім. С.П. Григор'єва АМНУ;
 – Харківський гуманітарний університет «Народна українська академія»;
 – Інститут експериментальної і клінічної ветеринарної медицини УААН;
 – Харківський національний педагогічний університет ім. Г.С. Сковороди;
 – Харківський національний автомобільно-дорожний університет;
 – Харківський національний технічний університет сільського господарства;
 – Національний фармацевтичний університет України;
 – Харківська державна академія дизайну і мистецтв;
 – Хмельницький університет управління та права;
 – Хмельницький національний університет.

Ще 21 установа долучилася до проекту за власним бажанням уже в ході його реалізації:

- 1) Донецький університет управління;
- 2) Івано-Франківський національний технічний університет нафти і газу;

- 3) Інститут магнетизму Національної академії наук України і МОН;
- 4) Інститут геофізики Національної академії наук України;
- 5) Інститут загальної та неорганічної хімії;
- 6) Інститут біохімії ім. О.В. Паладіна Національної академії наук України;
- 7) Інститут хімії поверхні Національної академії наук України;
- 8) Військовий інститут телекомунікацій та інформатизації;
- 9) Інститут фізики напівпровідників ім. В.Є. Лашкарьова Національної академії наук України;
- 10) Інститут ядерних досліджень Національної академії наук України;
- 11) Інститут фізичної хімії ім. Л. Писаржевського Національної академії наук України;
- 12) Таврійський державний агротехнічний університет;
- 13) Європейський університет;
- 14) Луганський національний університет ім. Т.Г. Шевченка;
- 15) Сімферопольська філія КНЕУ;
- 16) Таврійський національний університет;
- 17) Сумський державний університет;
- 18) Фізико-технічний інститут низьких температур ім. Б.І. Веркіна Національної академії наук України;
- 19) Інститут фізики та електроніки ім. О.Я. Усикова Національної академії наук України;
- 20) Національний аерокосмічний університет «ХАІ»;
- 21) Черкаський національний університет.

Усі ці установи включені в заявки на придбання ліцензій на 2009 р. разом з абонентами мережі. Проведене протягом вересня 2008 р. – січня 2009 р. тестове підключення показало:

- високий рівень зацікавленості українських вчених у доступі до повнотекстових версій наукових журналів (експоненціальне збільшення кількості завантажених статей упродовж тестування, 21 заявка на підключення до сервісу з вищих навчальних закладів та науково-дослідних інститутів, що не є користувачами мережі УРАН);
- відносно низьку (порівняно з ціною «прямого завантаження» з Інтернету близько 150 грн) собівартість статей у передплатених ресурсах (3,2–90 грн за цінами вересня 2008 р. за статтю) станом на листопад 2008 р. (див. таблицю).

Собівартість статей у передплачених ресурсах

Статистика за видавцями	Ціна тесту, грн	Завантаження статей (PDF+HTML)				Усього за вересень-грудень 2008	Вартість статті, грн
		Вересень	Жовтень	Листопад	Грудень		
Blackwell & Willey	236 192	10	877	1042	4158	6087	38,8
Springer + Zentralblatt	95 819	15	1613	5347	22 182	29 157	3,29
Nature	60 976	16	179	483	Немає даних	678	89,94
Science	23 668	0	75	370	201	646	36,64
AIP/APS	0	12	266	3894	1004	5176	0

Користувачами, в яких сервіс доступу до повно-текстових версій наукових публікацій має найбільший попит, є:

- Івано-Франківський університет нафти та газу;
- Черкаський національний університет;
- Морський гідрофізичний інститут;
- Харківський національний університет радіоелектроніки;
- Фізико-технічний інститут низьких температур ім. Б.І. Веркіна.

Споживання цільового трафіку серед лідерів та інших користувачів за місяцями згідно зі статистикою УРАН показано на діаграмах (рис. 1, 2).



Рис. 1. Об'єм спожитого трафіку

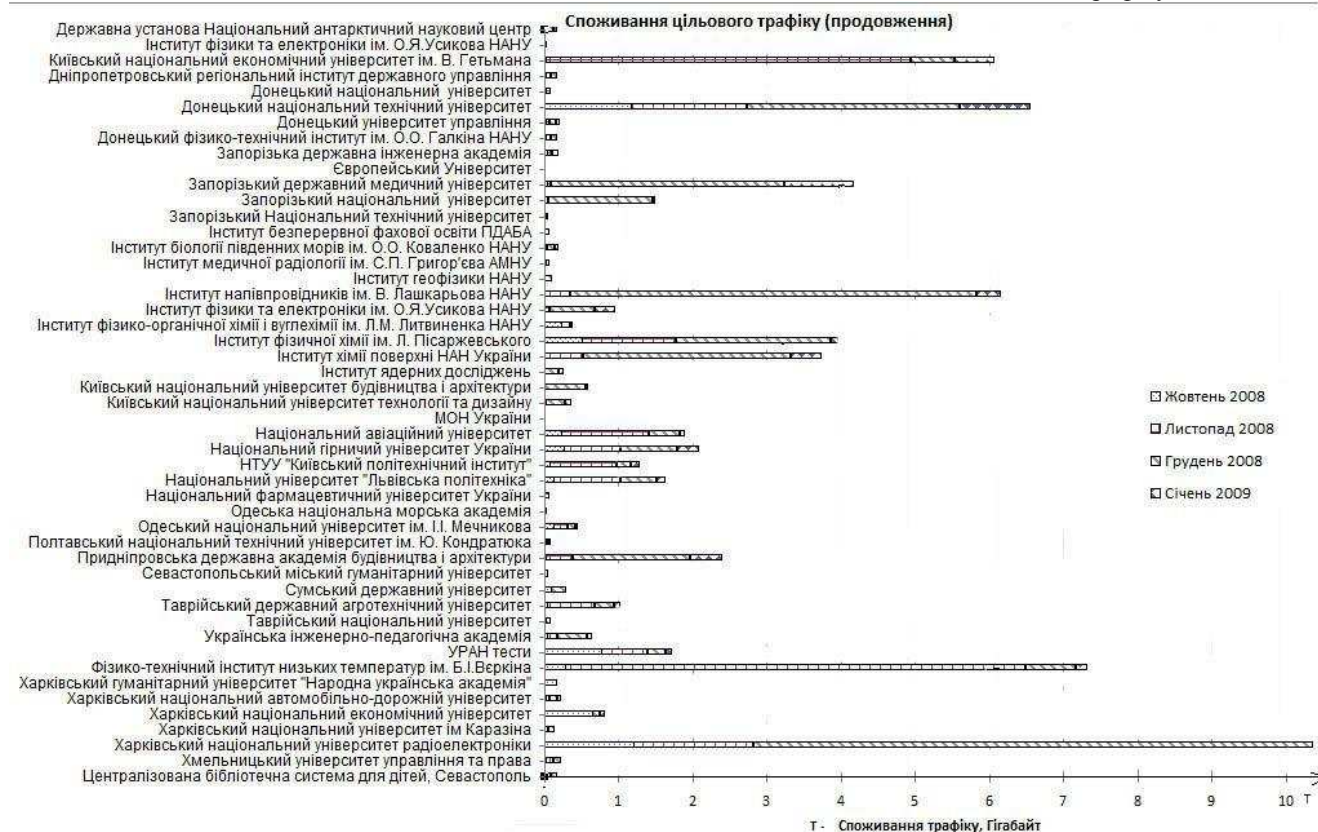


Рис. 2. Споживання цільового трафіку користувачами

Перевага установ МОН пояснюється тим, що установи Національної академії наук України більшою мірою користуються послугами академічної мережі UARNET (рис. 3).

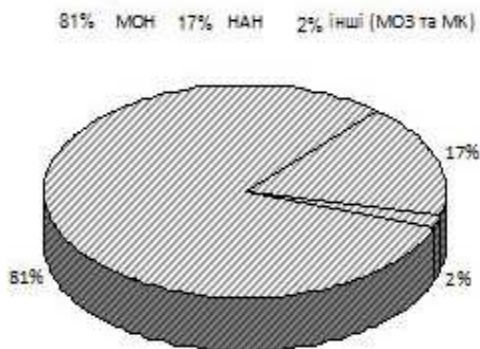


Рис. 3. Розподіл користувачів за відомствами

Аналіз статистики використання зазначених ресурсів дозволяє:

- виконати порівняльний аналіз зацікавленості вищих навчальних закладів та науково-дослідних інститутів у передплаті електронних наукових видань у фаховому та кількісному розрізах, що в свою чергу дозволяє сформулювати рекомендації щодо доцільності передплати конкретних ресурсів на 2009 та подальші роки;
- виконати якісний аналіз та виявити галузі знань, найбільш популярні серед користувачів мережі, що також дозволить зважено й обґрунтовано обирати ресурси для подальшого тестування та річної передплати.

Так, за результатами аналізу статистики використання ресурсів, що надійшла від видавців, найбільш активною аудиторією користувачів у галузевому розрізі виявились учені, що займаються розробками в галузі хімії, матеріалознавства та медицини (за аналізом статистик Springer та Wiley/Blackwell). Відставання в обсягах використання ресурсів спостерігалось серед фізичних та інженерних спеціальностей. Десять найпопулярніших видань Blackwell&Wiley:

- European Journal of Lipid Science and Technology;
- European Journal of Organic Chemistry;
- Angewandte Chemie International Edition;
- Journal of Inorganic Chemistry;
- MedChem;
- Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society;
- Journal of Applied Polymer Science;

- International Journal of RF and Microwave – Computer-Aided Engineering;
- Advanced Materials;
- Chemistry - A European Journal.

П'ятнадцять найпопулярніших видань видавництва Springer:

- Journal of Electronic Materials;
- Russian Chemical Bulletin;
- Journal of the American Oil Chemists' Society;
- World Journal of Surgery;
- Journal of Materials Science;
- Materials in Electronics;
- Intensive Care Medicine;
- Journal of Materials Science;
- Psychopharmacology;
- Journal of Applied Spectroscopy;
- International Urogynecology Journal;
- Pediatric Nephrology;
- European Journal of Pediatrics;
- Archives of Gynecology and Obstetrics;
- Catalysis Letters;
- Pediatric Surgery International.

Серед видавництв безумовним лідером попиту за результатами тестового підключення є Springer.

У зверненнях користувачів як найбільш бажані для передплати найчастіше згадувалися:

- повнотекстові ресурси;
- реферативні (бібліографічні) бази даних.

За результатами тестування були сформовані цінні пропозиції видавців для мережі УРАН на 2009 р. Удалося досягнути суттєвого зниження цін на колекції журналів порівняно зі стандартними, зокрема, й з огляду на відносно невелике використання ресурсів порівняно з аналогічними консорціумами в Європі.

Одночасно визначено нові ресурси для тестування. Серед них – реферативні бази SCOPUS та INSPEC. Міністерство освіти і науки планує продовжити і розширити програму доступу до електронних ресурсів у 2009 р., навіть попри брак передбаченого на такі цілі бюджетного фінансування (відповідний бюджетний запит МОН не було враховано в умовах гострої фінансово-економічної кризи). Міністерство очікує, що продовження програми дозволить з часом також суттєво збільшити й кількість публікацій українських учених у міжнародних реферованих виданнях, як це сталося в Росії минулими роками одночасно з розгортанням діяльності Національного електронно-інформаційного консорціуму (НЕІКОН), що здійснює аналогічну програму у всеросійському масштабі.

Національний електронно-інформаційний консорціум створено у 2003 р. з ініціативи найбільших бібліотек Росії і Російського фонду фундаментальних досліджень за фінансової підтримки Міністерства культури РФ, Фонду Форда та Інституту «Відкрите суспільство» з метою забезпечення доступу російських бібліотек, університетів, інститутів до наукової періодичної інформації в електронній формі. Учасником концерну може стати будь-яка некомерційна організація, що здійснює свою діяльність у сфері науки, культури і освіти та зацікавлена у наданні своїм співробітникам сучасної наукової інформації в електронному вигляді.

До складу консорціуму у 2008 р. входило 454 організації – університети, науково-дослідні інститути, бібліотеки Міністерства культури РФ та інші (рис. 4).

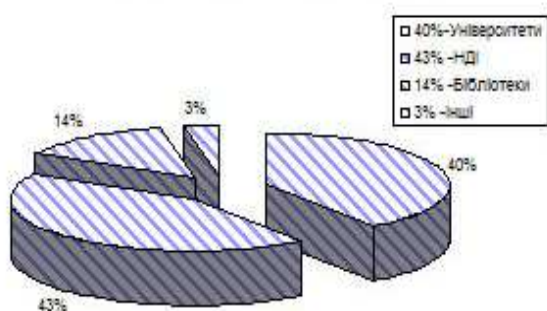


Рис. 4. Склад консорціуму НЕІКОН

У складі консорціуму організації отримують можливість пільгової передплати на електронні журнали за цінами значно нижчими за ринкові, безкоштовний доступ до ресурсів на період їх тестування, а також можливість підвищення кваліфікації своїх співробітників.

Консорціум працює за двома напрямками:

- 1) передплата ресурсів, що фінансується державними фондами за пріоритетними напрямками розвитку науки (індустрія наносистем та матеріали, ІКТ, енергетика та енергозбереження, живі системи, раціональне природокористування);
- 2) передплата ресурсів за кошти установ-членів консорціуму (консорціум виступає як продавець деяких ресурсів за угодами з видавцями, отримуючи комісійні).

Зокрема, за кошти державних фондів:

- 1) передплачуються ресурси для понад 350 організацій;
- 2) пропонувалося 11 баз даних у передплаті на 2008 р.;

3) загальна кількість ліцензій в роботі – понад 2000;

4) загальна сума, на яку передплачувалися ресурси у 2008 р. – 1,8 млн дол. США;

5) загальна сума передплати на ті самі ресурси (без консорціуму) – 200 млн дол. США;

б) середня вартість оплаченої передплати на одну організацію – 5000 дол. США;

7) у середньому кожна організація отримала передплату на 5 ресурсів;

8) у середньому кожна організація прочитала 500 статей, середня вартість статті – один долар США.

За кошти установ-членів консорціуму:

1) передплачуються ресурси для понад 170 організацій;

2) пропонується передплата доступу до понад 150 баз даних;

3) у роботі понад 1900 ліцензій;

4) загальна сума передплати, яку оплачують установи власними силами, – близько 6 млн дол. США;

5) загальна сума підписки (індивідуально, без консорціуму) – близько 15 млн доларів США.

Використання наукової інформації учасниками консорціуму (кількість відкритих статей – N , дата – t) показано на рис. 5.

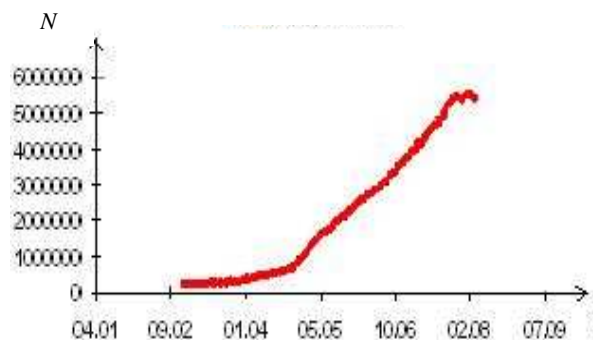


Рис. 5. Використання наукової інформації

Натепер консорціум надає послуги з організації передплати електронних ресурсів за консорціональними цінами (надаються значні знижки) таких ресурсів:

- 1) російські ресурси:
 - ІНІОН;
 - Інтегрум-техно;
 - Рубрикон;
 - «Університетська бібліотека «ОНЛАЙН»;
 - ЦНСХБ (реферати на платформі eLibrary);
 - East View Publications;

2) закордонні ресурси:

- AGRICOLA;
- American Psychological Association;
- CAB Abstracts;
- Cambridge University Press;
- EBSCO Publishing;
- Elsevier Books;
- Encyclopaedia Britannica;
- Engineering Village 2 (Elsevier);
- Gale Group;
- Global Market Information Database (GMID) ;
- JSTOR The Scholarly Journal Archive;
- Lexis-Nexis;
- Project Muse;
- ProQuest Dissertations & Theses (автореферати та повні тексти);
- REAXYS (Elsevier);
- ScienceDirect (Elsevier);
- Scopus (Elsevier);
- Web of Knowledge;
- World Bank.

Також здійснюється безкоштовна передплата в межах контракту з Роснаукою з пріоритетних напрямків розвитку науково-технологічного комплексу Росії:

1) російські ресурси: журнали Академвидавництва «Наука»;

2) закордонні ресурси:

- American Chemical Society;
- American Institute of Physics;
- Association for Computing Machinery;
- Cambridge Scientific Abstracts;
- Cell Press (Elsevier); Inspec;
- Methods in Enzymology;

- Nature Publishing Group (6 журналів);
- Optical Society of America;
- Oxford University Press (наукові журнали);
- Oxford University Press (словники та довідники);
- Questel Patent;
- Sage HHS;
- SPIE;
- Taylor and Francis;
- The American Association for the Advancement of Science (AAAS).

І нарешті продовжується безкоштовна передплата в рамках контракту з Роснаукою для учасників національної нанотехнічної мережі:

1) російські ресурси: журнали Академвидавництва «Наука» (42 журнали);

2) закордонні ресурси:

- American Society for Microbiology;
- Cambridge Scientific Abstracts;
- CRC Press;
- ECS-Electrochemical Society;
- Nature Publishing Group (5 журналів);
- Questel Patent;
- Sage STM;
- Thomson Collexis Dashboard.

Висновки

У кожному разі здійснене тестове підключення в Україні засвідчило великий інтерес українських науковців до електронних інформаційних ресурсів. Водночас воно продемонструвало необхідність дальшої інформаційної роботи, проведення відповідних навчань і тренінгів, які б дозволили користувачам максимально використати нові інформаційні можливості, які їм надаються.

Стаття надійшла до редакції 04.06.09.

УДК 004 (045)

І.Ю. Субач, к.т.н., доц.
П.В. Хусаїнов, к.т.н., доц.
В.О. Міщенко, ад'юнкт
Д.Е. Прусов, докторант

СТРУКТУРА СИСТЕМИ ПІДТРИМКИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ ЧЕРГОВОГО АДМІНІСТРАТОРА ІНФОРМАЦІЙНОЇ МЕРЕЖІ

Проаналізовано задачі, які виконує черговий адміністратор інформаційної мережі спеціального призначення та обґрунтовано структуру і функції системи підтримки прийняття рішень, які він приймає у режимі реального часу.

Tasks of execute orderly administrator of special purpose information network are analyzed, and the structure and functions of the system are proved that support taking decisions in real time. Key words: information networks, information services, methods of increasing the efficiency, information evaluation, intellectual data analysis.

джерело інформації, інформаційні мережі, система підтримки прийняття рішень, черговий адміністратор

Постановка проблеми

Новітні засоби інформаційних послуг, які обумовлені все більшою інтеграцією інформаційних служб, потребують відповідних заходів щодо вдосконалення програмних засобів та систем, у тому числі систем підтримки прийняття рішень (СППР) [1].

Розробка СППР посадових осіб, які приймають рішення (ОПР) для управління інформаційними мережами нині є актуальним питанням, але в цьому напрямі зроблені лише перші кроки. В Україні помітне суттєве відставання як у теорії так і у практиці щодо управління інформаційними мережами спеціального призначення (ІМСП), де дуже важливо прийняття обґрунтованих і своєчасних рішень.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

У своїх дослідженнях автори робіт [1; 2] провели аналіз застосування методів інтелектуального видобування знань у СППР для загальних потреб користувачів. Однак залишилися невирішеними питання впровадження основних методів інтелектуального аналізу даних у процес діяльності ОПР інформаційних мереж спеціального (військового) призначення.

Проведений аналіз предметної області та публікацій дозволив визначити низку особливостей, які акцентують увагу на створенні відповідних СППР [3]:

1. Черговий адміністратор ІМСП має виробляти рішення щодо здійснення змін у функціонуванні ІМСП (реконфігурація, маневр каналами,

обмеження інформаційних сервісних служб) з метою забезпечення зниження навантаження в пікові години на основних (найбільш важливих) інформаційних напрямках в умовах суттєвого обмеження часу.

2. Черговий адміністратор ІМСП водночас має забезпечувати постійно стійке та безперервне функціонування ІМСП (основного вузлового та мережного обладнання).

3. Обґрунтованість та якість виробленого рішення на подальше функціонування ІМСП черговим адміністратором залежить від стану його загальної, технічної, спеціальної підготовки та рівня досвіду.

У своїй роботі ОПР керується інформацією про стан ІМСП (рис.1), яка надається технічними системами моніторингу (HPOpenView, SunNetManager, IBMNetView, MRTG), але це приводить до додаткових витрат часу, що у свою чергу негативно впливає на процес прийняття рішення посадовою особою, в умовах суттєвого обмеження часу.

Зокрема, на ОПР впливають:

- значні обсяги і різномірність вхідної інформації;
- високий ступінь невизначеності вихідної інформації, що викликає необхідність її доопрацювання;
- швидкоплинність зміни обстановки;
- багатокритеріальний та багатоальтернативний характер завдань, які вирішуються в процесі прийняття рішення;
- висока відповідальність за помилкове рішення.

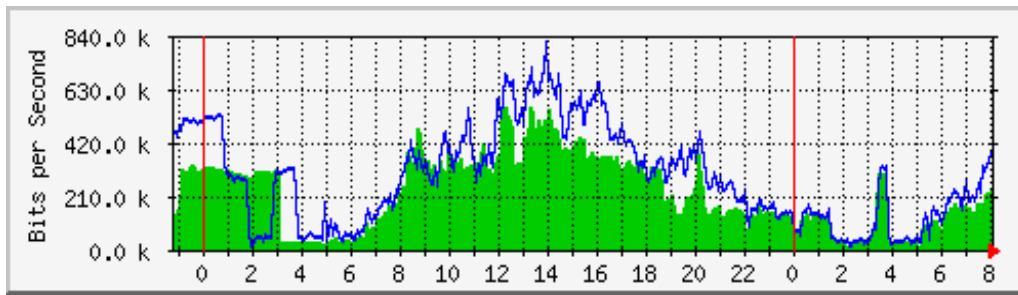


Рис. 1. Фрагмент завантаженості трафіку інформаційної мережі на одному з інформаційних напрямів

Процес прийняття рішення черговим адміністратором ІМСП під час її функціонування в реальному часі є надзвичайно складною інформаційно-аналітичною функцією, під час якої він оцінює стан функціонування (рис. 2):

- інформаційних напрямів з метою визначення навантаження на них за дискретні інтервали часу;
- інформаційних підсистем.

Постановка завдання

На сьогодні ОПР аналізує та оцінює поточний стан інформаційної мережі вибірково візуальним оцінюванням інформації, користуючись існуючими програмними засобами та особистими знаннями і досвідом [2].

Але такий підхід має певні недоліки:

– неможливість одночасної оцінки стану функціонування мережі в цілому, а тільки за обраними декількома вхідними показниками;

– утруднення об'єктивної оцінки її стану черговим адміністратором у визначені часові нормативи внаслідок швидкоплинності змін параметрів мережі та ін.

Тому, актуальна задача розробки СППР чергового адміністратора для опрацювання та формалізації вхідної інформації і вироблення готових варіантів рішень, які він приймає для підвищення ефективності функціонування ІМСП, з урахуванням позаштатних ситуацій, які можуть виникати під час її функціонування.

Метою цієї роботи є аналіз завдань, що виконує черговий адміністратор інформаційної мережі, та обґрунтування структури і функцій СППР, які він приймає у режимі реального часу.

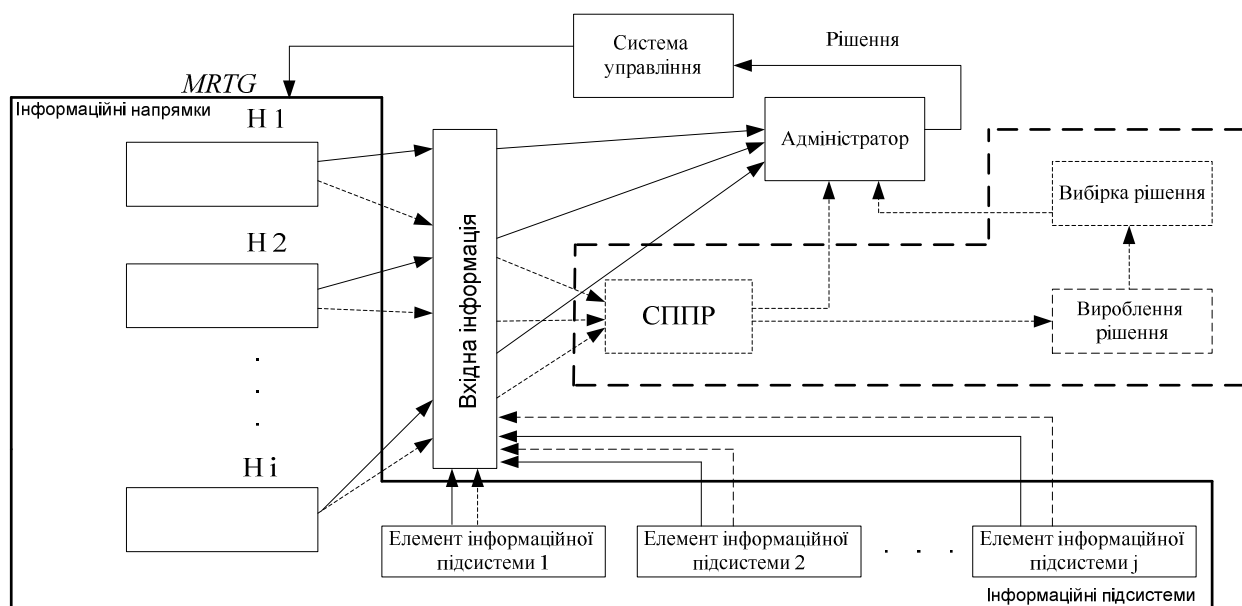


Рис. 2. Функціональна схема процесу оцінки стану інформаційних напрямів та інформаційних підсистем черговим адміністратором

Структура систем підтримки прийняття рішень

Позаштатною ситуацією вважається така ситуація, яка виникає у процесі функціонування і моніторингу ІМСП, у разі розбіжності її поточного та необхідного станів інформаційних напрямів, а також системи в цілому, яке перевищує припустиму норму [2].

Основними причинами, які можуть викликати позаштатну ситуацію, є:

- ненадійність основного вузлового обладнання та вихід його з ладу;
- збої програмного забезпечення, некоректна робота програмно-апаратних засобів;
- вихід із ладу лінійного обладнання на інформаційному напрямі;
- помилки чергового персоналу головного та підпорядкованих інформаційних вузлів під час забезпечення функціонування інформаційної мережі;
- недосконалість методів моніторингу та управління інформаційною мережею;
- неповнота та неточність інформації щодо поточного стану мережі;
- обмежені можливості чергового адміністратора ІМСП щодо управління мережею та ін.

Одним з найбільш поширених програмних засобів, за допомогою якого здійснюється оцінювання стану функціонування інформаційних напрямів та інформаційних підсистем є MRTG (Multi Router Traffic Grapher).

Під час аналізу стану інформаційної мережі передбачається, що діагностичні засоби функціонують у штатному режимі, а декілька несправностей одночасно не виникають.

Аналіз показує, що позаштатні ситуації умовно поділяються на дві групи: несправності та аварії [2]. Несправність – це невідповідність режиму роботи або стану основного вузлового та лінійного обладнання ІМСП заданим параметрам (напруга, струм, температура та ін.), зупинка функціонування обладнання та систем.

Аварія – це несправність або сукупність несправностей, які ставлять під загрозу можливість подальшого функціонування основних інформаційних напрямів або системи в цілому за своїм цільовим призначенням.

Усі несправності, що виникають під час функціонування ІМСП поділяються на такі, що усуваються, не усуваються та частково усуваються [2].

Інформація щодо технічного стану інформаційних напрямів ІМСП та функціонування підсистем потрапляє до оперативних баз даних, де аналізується черговим адміністратором інформаційної мережі візуальним оцінюванням за допомогою програмного інтерфейсу MRTG через дискретні відмітки часу. Повна оцінка інформації можлива тільки після послідовного ознайомлення з усіма елементами вихідної інформації за всіма інформаційними напрямками [2], що значною мірою погіршує нормативні часові показники щодо забезпечення стійкого функціонування ІМСП і відновлення її основних показників у разі виникнення позаштатних ситуацій [1].

Отже, постає питання щодо підвищення ефективності обробки інформації про стан функціонування ІМСП у режимі реального часу з можливістю оперативного втручання в процес управління мережею її черговим адміністратором.

Виявлення та усунення нештатних ситуацій є однією з головних функцій чергового адміністратора інформаційної мережі, причому рекомендації щодо його дій у найбільш типових нештатних ситуаціях, надано у відповідних інструкціях. Однак, якщо ситуацію не можна віднести ні до одного з наведених типів, то заходи щодо її усунення та прийняття рішення щодо подальшого функціонування мережі відпрацьовують пізніше, після повної обробки і аналізу інформації групою експертів (фахівців).

Досвід експлуатації ІМСП свідчить, що вірогідність розпізнавання позаштатної ситуації та вироблення обґрунтованого рішення щодо подальшого її функціонування черговим адміністратором протягом однієї години дуже мала.

Отже, можна зробити висновок про необхідність автоматизації процесу аналітичної обробки інформації з метою усунення позаштатних ситуацій за рахунок реалізації відповідної інформаційно-аналітичної підсистеми в складі СППР чергового адміністратора ІМСП.

Оскільки за своїм призначенням, структурою та функціями СППР є невід'ємною частиною обладнання АРМ чергового адміністратора ІМСП, то основними функціями СППР мають бути:

- формування бази моделей позаштатних ситуацій під час функціонування системи;
- перевірка несуперечності знань про позаштатну ситуацію;
- формування оптимального плану усунення позаштатних ситуацій;

—формування та надання черговому адміністратору мережі рекомендацій щодо подальших дій та необхідної довідкової інформації.

Системи підтримки прийняття рішень має задовольняти такі вимоги:

- працювати у режимі реального часу;
- опрацювати різномірну інформацію;
- формувати кілька варіантів рішення, упорядкованих за системою цільових функцій;
- бути відкритою для навчання.

Структурну схему СППР показано на рис.3.

Вхідна інформація надходить від існуючих програмних засобів моніторингу стану ІМСП (HPOpenView, SunNetManager, IBMNetView, MRTG) та накопичується в оперативних базах даних поточного стану мережі, обробляється у блоці обробки даних [3]. Потім вона потрапляє у сховища даних системи, на основі яких формуються вітрини даних.

Реалізація зазначеної технології дозволить інтегрувати окремі бази даних оперативних систем, що існують в інформаційній мережі в єдине інтегроване інформаційне середовище. При цьому інформаційні потреби чергового адміністратора мережі задовольнятимуться за допомогою засобів візуалізації.

Під час вироблення рішення будуть також задіяні блоки аналізу стану функціонування інформаційних підсистем, блок аналізу і вироблення рішення за станом інформаційного напрямку, які взаємопов'язані з базою знань, що містить формалізовані моделі позаштатних ситуацій, знань, що формуються підсистемою інтелектуального аналізу даних, а також знань фахівців з окремих питань організації, застосування та функціонування інформаційної мережі.

Висновки

Для підвищення ефективності процесу діяльності чергового адміністратора ІМСП, необхідно вирішити низку часткових завдань [4]:

- остаточно визначити джерела інформації на протокольному рівні;
- розробити методичний апарат формування знань зі сховищ даних;
- розробити методику визначення стану функціонування інформаційних підсистем відповідно до ієрархічної системи управління (за елементами, за ланками управління).

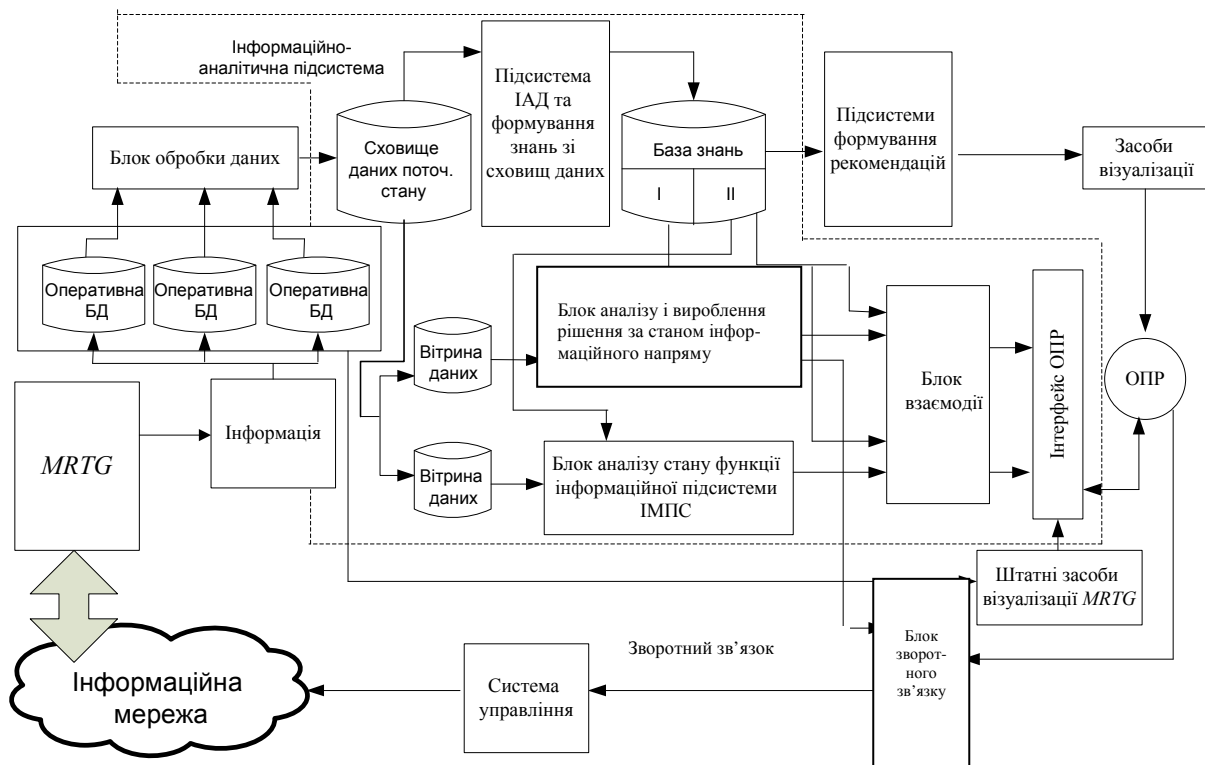


Рис. 3. Структурна схема СППР чергового адміністратора ІМСП

– розробити методику відпрацювання рішення щодо конфігурування (реконфігурування) інформаційних напрямів для відновлення необхідного стану інформаційних підсистем та мережі в цілому.

Реалізація цих наукових завдань дозволить значною мірою підвищити оперативність діяльності чергового адміністратора інформаційної мережі та якість її функціонування у режимі реального часу під впливом різномірних зовнішніх та внутрішніх факторів.

Тому подальші дослідження запропоновано здійснювати у напрямі розвитку інтелектуального аналізу знань та розробки методичного апарату формування знань зі сховищ даних в інтересах чергового адміністратора інформаційної мережі спеціального призначення.

Література

1. *Олифер Н.А.* Средства анализа и оптимизации локальных сетей / Н.А. Олифер, В.Г. Олифер // Центр информационных технологий, 1998. – 424 с.
2. *Герасимов Б.М.* Системы поддержки принятия решений: проектирование, применение, оценка эффективности / Б.М. Герасимов, М.М. Дивизинюк, И.Ю. Субач // НАН Украины НИЦ ВС Украины “Государственный океанариум”. – 2004. – 318 с.
3. *Кільчицький С.В.* Властивості та критерії оцінювання ефективності сучасної автоматизованої системи управління телекомунікаціями / С.В. Кільчицький // Зв’язок.– 2003.– № 1.– С. 9–12.
4. *Аналіз задач моніторингу інформаційних мереж та методів підвищення ефективності їх функціонування* / Б.М. Герасимов, І.Ю. Субач, П.В. Хусаїнов, В.О. Міщенко // Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони, 2008. – № 3 (3), С. 24–27.

Стаття надійшла до редакції 15.04.09.

УДК 004.415.2.045 (076.5)

О.С. Нечай, асп.
М.О. Сидоров, д.т.н., проф.

МЕТОДИ ТА ЗАСОБИ ВИЯВЛЕННЯ ДЕФЕКТІВ ПРОЕКТУВАННЯ ОБ'ЄКТНО-ОРІЄНТОВАНОГО ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

Уведено поняття дефекту проектування програмного забезпечення та ступеню його розвитку. Визначено причини появи та розвитку дефектів проектування та їх класифікацію. Викладено аналітичний огляд і класифікацію існуючих методів і засобів діагностики дефектів проектування та шляхи подальшого їх удосконалення.

Software perfective maintenance needs design flaw identification techniques and tools. In the paper the notion of design flaw and its progress degree are introduced. Reasons of design flaw appearance and progress are defined. Also design flaw classification is developed. Paper presents analysis and classification of existing design flaw diagnostics methods and tools and ways of its further improvements.

дефекти проектування, об'єктно-орієнтоване проектування, правила проектування, якість програмного забезпечення

Постановка проблеми

Для автоматизації процесів поліпшуючого супроводу потрібні методи і засоби ідентифікації дефектів проектування. У традиційних інженерних дисциплінах поняття дефекту давно відомо [1]. Відповідно до ГОСТ 15467-79 дефектом є кожна окрема невідповідність продукції встановленим вимогами. Якщо розглянута одиниця продукції має дефект, то це означає, що хоча б один з її показників якості або параметрів вийшов за граничне значення, або не виконується одна з вимог нормативної документації до продукції. Згідно з ISO 9000:2007 дефектом є невиконання вимоги, пов'язаної з передбаченим або встановленим використанням [2].

Визначення дефекту проектування

В інженерії програмного забезпечення для дефекту не існує єдиного визначення, однак найбільш часто дефект визначають як відхилення від специфікацій або очікувань, що може викликати збій або відмову програмного забезпечення [3]. Тому визначимо дефект як невідповідність робочого продукту (частини процесу виробництва програмного забезпечення) встановленим вимогам. Дефект проектування – це невідповідність структурних характеристик елемента або фрагмента конструкції програми правила проектування [4]. Це визначення обмежує об'єкт дослідження від безлічі існуючих дефектів. Так, невідповідність структурних характеристик дефектів, які можуть виникнути в програмному забезпеченні від помилкової реалізації вимог до дефектів в документації, виділяє лише дефекти, що впливають на структуру програмного забезпечення, і виправляються його реструктуризацією.

Тому не розглядаються дефекти, пов'язані з порушенням стандартів кодування, процесами розробки, продуктивністю алгоритмів або помилками в документації і т.д.

Сьогодні об'єктно-орієнтоване програмування є основною парадигмою розробки, тому як елементи конструкції розглядаються методи, класи і підсистеми об'єктно-орієнтованого програмного забезпечення. Оскільки дефекти проектування можуть охоплювати відразу кілька елементів конструкції, то під фрагментом конструкції мається на увазі кластер взаємодіючих елементів.

Невідповідність правилу проектування виділяє нефункціональні дефекти, тому не розглядаються дефекти проектування, пов'язані з помилками в інтерфейсах, синхронізацією, обробкою помилок і т.д. У роботі [4] пропонується класифікувати дефекти на функціональні і нефункціональні за їх можливістю викликати збій.

Визначимо ступінь розвитку дефекту проектування як кількісну характеристику відхилення структурних характеристик елемента або фрагмента конструкції програми від правила проектування.

В онтології знань об'єктно-орієнтованого проектування під правилами проектування розуміють принципи, евристики, кращі практики (best practices) та зразки проектування (design patterns) [5].

Програмне забезпечення, сконструйоване за проектом, що ігнорує правила проектування, нездатне до масштабування, супроводу та повторного використання [6]. Тому вартість супроводу значно підвищується, а без можливості регулярної реструктуризації супровід та експлуатація програмного забезпечення економічно не вигідні.

Поняття «дефект проектування» охоплює проблеми різного рівня деталізації – від низькорівневих проблем, таких, як поганий аромат (bad smell), до архітектурних проблем, таких як, анти-зразки проектування (anti-patterns).

Дефект Blob [7] (God Class [5]) є типовим прикладом дефекту проектування. Клас, що має цей дефект, великий клас-контролер, який монополізує значну частину обчислень програми. У ньому оголошено багато полів-даних і методів, зв'язаність між якими слабка. Клас-контролер залежить від даних, які зберігаються в простих класах-даних. Класи-дані містять лише дані та методи доступу до них.

Дефекти проектування можуть бути внесені на фазу реалізації у результаті помилок, допущених на фазі проектування. Виникнення дефекту на цій фазі можливо, але, як правило, розробники проводять проектування дуже ретельно, тому що помилки на фазі проектування дорого коштують. Імовірність виникнення дефекту підвищується під час використання гнучких (agile) методів розробки, коли на перший план виходять конструювання, тестування і переробка, а початковому проектуванню приділяється мало уваги.

Ризик виникнення дефекту проектування різко підвищується на фазі супроводу. У процесі супроводу відбувається внесення змін, що призводить до появи нових класів, зв'язків між класами та змін вже існуючих. У підсумку конструкція системи може суттєво змінитися порівняно зі своїм початковим станом, часто не в кращу сторону. Структура стає заплутаною, насичується зайвими зв'язками і, як наслідок, стає складною в розумінні і модифікації.

Класифікація дефектів проектування

Дефекти проектування пропонується класифікувати за впливом на програмне забезпечення, типом ураженого елемента конструкції і за вимірюваністю (рис. 1).

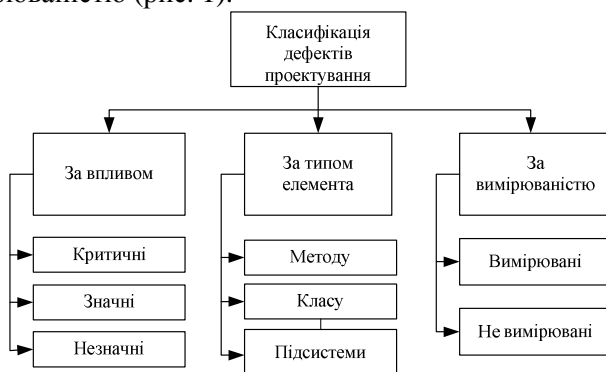


Рис.1. Класифікація дефектів проектування

За впливом на програмне забезпечення пропонується класифікувати дефекти проектування відповідно до ГОСТ 15467-79:

- критичні дефекти роблять супровід програмного забезпечення практично неможливим;
- значні дефекти справляють істотний вплив на можливість або довговічність супроводу програмного забезпечення;

- незначні дефекти практично не впливають на показники якості програмного забезпечення.

Визначення належності дефекту однієї з зазначених категорій виконується інженером залежно від ступеня розвитку дефекту або від зусиль, необхідних для супроводу ділянки конструкції програмного забезпечення, що містить дефект.

За типом ураженого елемента конструкції дефекти проектування класифікуємо так:

- дефект методу – методи реалізують абстракцію управління, тому до них застосовують правила структурного програмування, але оскільки в роботі розглядаються дефекти об'єктно-орієнтованого проектування, до цього типу належать дефекти, пов'язані або з неправильним розподілом функціональності за методами класу, або неправильним розміщенням методу;

- дефект класу – більшість відомих дефектів проектування належать до класу або кластеру класів;

- дефект підсистеми – клас має занадто детальний рівень деталізації, що б бути корисним елементом організації великих програмних систем, тому вони будуються з підсистем, які теж можуть бути уражені дефектами проектування.

За вимірюваністю дефекти проектування пропонується класифікувати так:

- вимірювані дефекти, які в процесі супроводу програмного забезпечення крім появи та зникнення можуть змінювати ступінь свого розвитку;
- невимірювані дефекти, які в процесі супроводу програмного забезпечення можуть тільки з'являтися і зникати в результаті реструктуризації.

Методи виявлення дефектів проектування

Аналіз робіт із діагностики дефектів проектування і реструктуризації виявив основні категорії методів виявлення за рівнем автоматизації:

- неавтоматичні;
- напівавтоматичні;
- автоматичні.

Приклад неавтоматичного методу наведено в роботі [8]. Описаний процес, заснований на інспекції робочих продуктів програмного забезпечення вручну з метою виявлення дефектів проектування. Неавтоматичні методи не можуть бути легко масштабовані на системи великих розмірів. Як засоби ручного виявлення дефектів використовують звичайні інструменти для перегляду коду та графічних зображень моделей програмного забезпечення.

Напівавтоматичні методи, як правило, є спеціалізованими методами зворотної інженерії [9], які забезпечують інженера спеціальними моделями програмного забезпечення, вивчаючи, які він може виявити аномалії і дефекти проектування в їх конструкції. Однак складність і розміри програмного забезпечення перетворюють вивчення моделей, поданих як правило UML діаграмами, в рутинну та ненадійну роботу.

У роботах [6; 10] пропонується вирішення цієї проблеми шляхом візуалізації програмного забезпечення відображаючи властивості його елементів на властивості елементів зображення. Цей підхід називається поліметричними представленнями (Polymetric Views). Наприклад, на рис. 2 показано програму, на якій кожен прямокутник зображує клас.

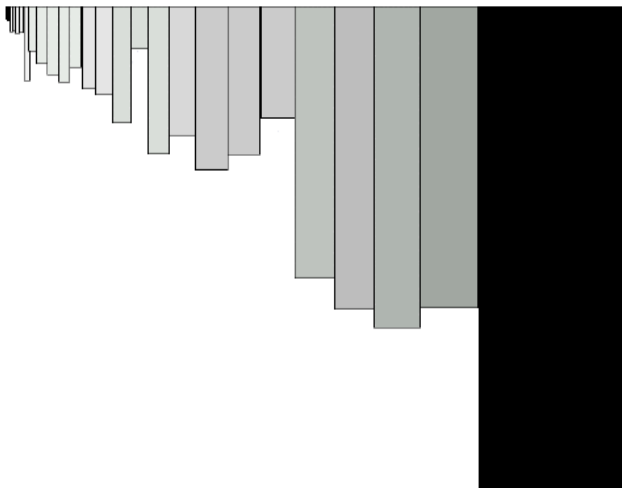


Рис. 2. Візуалізація програмного забезпечення для виявлення дефектів проектування

Властивості кожного класу оцінені за допомогою метрик, таких, як кількість методів у класі, кількість рядків коду в класі, кількість атрибутів класу відображається на такі характеристики прямокутника, як висота, ширина, колір, розміщення. На такому зображенні візуально можна виявити класи з аномальними параметрами та розпочати роботу щодо їх реструктуризації.

Розглянутий підхід підвищує ефективність роботи інженера, але має істотні недоліки. По-перше, відсутні засоби фільтрації і не дано рекомендації щодо критерію відбору, що змушує вивчати всі зображення у пошуках підозрілих прямокутників і робити суб'єктивні висновки щодо того чи іншого елемента програмного забезпечення. По-друге, на зображенні може бути показана лише обмежена кількість параметрів класу, що робить неможливим виявлення дефектів, що мають чотири і більше симптомів.

Метод реалізований в інструменті CodeCrawler як частина проекту MOOSE [11]. CodeCrawler – незалежний від мови програмування інструмент для зворотного програмного забезпечення, який комбінує метрики та візуалізацію. Інструмент написаний на мові SmallTalk і доступний на будь-якій популярній платформі.

У роботі [12] описано напівавтоматичний метод, суть якого полягає у використанні мови специфічного домену (у даному випадку домен – аналіз якості проектування) для опису дефектів проектування у вигляді формальної специфікації, в якій указуються симптоми дефектів, метрики для оцінки цих симптомів, а також порогові значення цих метрик (рис. 3).

```
CODESMELL define LongMethod as METRIC LOC
METHOD with VERY HIGH and 10.0;
CODESMELL define NoParameter as METRIC
NMNOPARAM with VERY HIGH and 5.0;
CODESMELL define NoInheritance as METRIC DIT
with 1 and 0.0;
CODESMELL define NoPolymorphism as STRUC NO
POLYMORPHISM;
CODESMELL define ProceduralName as LEXIC CLASS
NAME with (Make, Create, Exec);
CODESMELL define UseGlobalVariable as STRUC
USE GLOBAL VARIABLE;
CODESMELL define ClassOneMethod as METRIC
NMD with VERY LOW and 10.0;
```

Рис. 3. Специфікація дефектів проектування

Код специфікації далі інтерпретується і на його основі генерується алгоритм пошуку дефектів на мові програмування Java. Результатом роботи алгоритму є список виявлених дефектів на основі необмеженої кількості симптомів. Основним недоліком є проблема всіх методів, що застосовують метрики – вибір порога. Поріг розбиває область значень метрики на дві підобласті. Залежно від підобласті, в яку потрапляє значення метрики, робиться висновок про стан вимірюваної сутності. Наприклад, якщо вимірюється здатність до повторного використання елемента конструкції, можливі значення вимірювання

знаходяться в інтервалі $[0,1]$ і поріг визначено 0,7, то елементи, що мають значення параметра вище цього порога, вважаються добре пристосованими до повторного використання. Однак виникають питання:

– чому обрано поріг саме 0,7;

– чому не 0,5;

– чи дійсно елемент конструкції програми, що має значення здатності до повторного використання 0,68 не пристосований до повторного використання порівняно з елементом, що має значення цього параметра 0,7;

– чи буде мати сенс такий поріг, якщо аналізована генеральна сукупність має максимальне значення здатності до повторного використання 0,5.

Ще одним недоліком методу є використання жорстко закодованих метрик. Описуючи в специфікації дефект проектування, інженер може використовувати лише передбачені метрики і не може поставити нову метрику або змінити спосіб обчислення вже існуючої. Даний метод реалізований в інструменті DÉCOR [13].

До напівавтоматичних методів можна віднести метод, запропонований у роботі [14], який полягає у використанні нечіткої кластеризації для виявлення елементів конструкції програми, що найбільшою мірою порушують правила об'єктно-орієнтованого проектування. Хоча метод і вирішує проблему з вибором порога, він не надає механізму обробки отриманих кластерів, тому не ясно, які кластери містять дефектні елементи, а які ні.

Автоматичний метод використання евристик об'єктно-орієнтованого проектування для завдання метричних правил виявлення дефектів проектування запропонований у роботі [15].

Метричні правила називаються стратегіями виявлення і мають графічне зображення (рис. 4).

Кожен вхід являє собою логічний вираз порівняння метрики та її порогового значення. Результати обчислення виразів потім стають операндами логічних операторів І (AND) та АБО (OR).

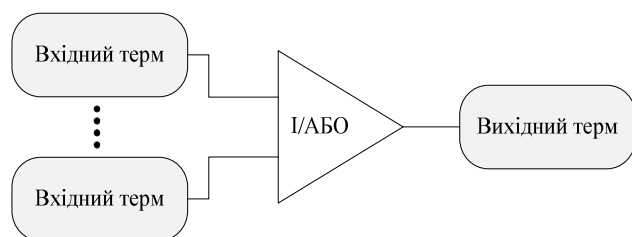


Рис. 4. Стратегії виявлення дефектів проектування у загальному вигляді

У результаті отримане логічне значення виходу визначає наявність (значення TRUE) або відсутність дефекту (значення FALSE) елемента конструкції, що аналізується. Метод не надає достатньо деталей для реалізації пошуку дефектів в інших інструментах та для завдання нових стратегій виявлення. Крім того, залишається проблема визначення порогів значень метрик та адекватність їх завдання. Метод реалізований в інструменті під назвою iPlasma [16] – інтегроване середовище для аналізу якості об'єктно-орієнтованого програмного забезпечення, яке включає всі необхідні фази аналізу: від витягу моделей (для C++ і Java) до високорівневого метричного аналізу та виявлення дублікатів коду.

У роботі [17] запропоновано автоматичний метод використання логічного мета-програмування, за допомогою якого виконується маніпуляція інформацією про структуру програмного забезпечення. Вихідний код аналізується, і збирається інформація високорівневої організації програми. З метою інтерпретації інформації, зібраної з вихідного коду, розроблена мета – модель об'єктно-орієнтованого програмного забезпечення. Мета-модель описує елементи і взаємовідносини між ними, які можуть бути в конструкції програми. Модель програми, що відповідає мета-моделі, подано у вигляді предиката, що дозволяє опитувати і маніпулювати моделлю з допомогою мови запитів. Потім за допомогою мови логічного програмування Prolog створюють опис фрагментів конструкції, що відповідають дефекту проектування (рис. 5).

```
% Base classes should not have knowledge about their descendants
knowsOfDerived (Class, DerivedClass) :-
  % Both Class and DerivedClass must be classes
  class (Class), class (DerivedClass),
  % DerivedClass is a direct or transitive descendant of Class
  trans (inheritsFrom, DerivedClass, Class),
  % The base class knows its heir
  knows (Class, DerivedClass).

% A class 'knows' another class, if
knows (Class1, Class2) :-
  % it inherits from that class, or
  class (Class1), class (Class2),
  inheritsFrom (Class1, Class2);
  % it has an attribute of that type, or
  hasAttribute (Class1, Attr), hasType (Attr, Class2);
  % it has a method which returns an object of that type, or
  hasMethod (Class1, Meth1), returns (Meth1, Class2);
  % it has a method which calls a method of that class, or
  hasMethod (Class1, Meth1), calls (Meth1, Meth2),
  hasMethod (Class2, Meth2);
  % it has a method containing a parameter with type of that class.
  hasType (Param, Class2).
```

Рис. 5. Формалізація правила проектування в Prolog

Похідний клас повинен мати знання про базовий клас за визначенням, але базовий клас не повинен нічого знати про свої похідні класи. Розглянутий метод добре працює з невимірюваними дефектами, але не підходить для виявлення та аналізу вимірюваних дефектів. Метод реалізований в інструменті GOOSE, який був розроблений у Forschungszentrum Informatik на платформі проекту FAMOOS для вирішення низки завдань реінженерії програмного забезпечення. Інструмент підтримує візуалізацію програмного забезпечення, підрахунок метрик, створення запитів до конструкції та автоматичну реструктуризацію. Загальний недолік розглянутих методів полягає у тому, що розглядається лише одна версія програми, а отже, ігнорується історична інформація про появу і розвиток дефектів проектування. Ця інформація дуже важлива, оскільки дефекти проектування мають природу, подібну хворобам людини. Цю аналогію вперше використав Парнас [18]. Деякі хвороби присутні під час народження людини, інші ж набуваються.

Лікарі, використовуючи історичну інформацію про хвороби, можуть більш точно встановити діагноз. Більше того існують хвороби, до яких організм звикає, і вони не становлять небезпеки для здоров'я людини. Аналогічно інформація про розвиток дефектів проектування може допомогти визначити дефекти, які становлять небезпеку для подальшого розвитку програмного забезпечення і виключити з розгляду дефекти, які не являють собою такої небезпеки. Наприклад, неякісна структура і заплутаний код автоматично згенерованого коду, що не вимагає змін, ніяк не вплине на подальші витрати по супроводу програмного забезпечення. У той же час клас, розмір і складність якого зростає від версії до версії, має негативний вплив на супровід.

Існує кілька методів, що використовують історичну інформацію. У роботі [19] наведено метод виявлення дефектів проектування на основі логічної зв'язаності модулів. Пошук дефектів виконують у два етапи.

1. Аналіз послідовності змін – у кожному релізі програмного забезпечення, кожному зміненому модулю призначають номер відповідно до послідовності усіх змін даного релізу. Потім модулі, які змінюються в одній і тій самій послідовності у різних релізах, позначаються як логічно зв'язані.

2. Аналіз звітів про зміни проводиться для уточнення логічної зв'язаності шляхом з'ясування, чи викликані зміни логічно зв'язаних модулів однією і тією ж причиною. Модулі з різних підсистем, які виявилися логічно зв'язаними, свідчать про помилки, допущені під час проектування цих підсистем.

Розширенням методу з роботи [15] є робота [20]. Сутність методу полягає в розширенні стратегій виявлення дефектів проектування логічними виразами, операнди яких є історичні метрики. Перша метрика *Stab* – стабільність елемента *E* щодо вимірювання *M* визначається за формулою

$$Stab_i(E, M) = \begin{cases} 1, & \text{if } M(E_i) - M(E_{i-1}) = 0, \\ 0, & \text{if } M(E_i) - M(E_{i-1}) \neq 0 \end{cases} \quad (i > 1);$$

$$Stab_{i..n}(E, M) = \frac{\sum_{i=2}^n Stab_i(E, M)}{n-1} \quad (n > 2),$$

де

i – номер версії елемента програмного забезпечення.

Результат вимірювання потрапляє в інтервал [0,1], де значення 0 означає, що елемент змінювався у всіх версіях, а 1 – елемент не змінювався в жодній із версій.

Інша метрика *Pers* – тривалість існування дефекту проектування *D* у елемента *E* щодо тривалості існування самого елемента визначається за формулою

$$Pers_i(E, D) = \begin{cases} 1, & \text{if } E_i \text{ містить дефект } D, \\ 0, & \text{if } E_i \text{ не містить дефект } D \end{cases} \quad (i \geq 1)$$

$$Pers_{i..n}(E, D) = \frac{\sum_{i=1}^n Pers_i(E, D)}{n} \quad (n > 2),$$

де

i – номер версії елемента програмного забезпечення.

Результат вимірювання потрапляє в інтервал [0,1], де 0 означає, що елемент всю свою історію до самої останньої версії не має дефектів проектування, а 1 – елемент з самого початку своєї історії мав дефект проектування. Відповідно до цього методу стабільні елементи (*Stab* > 95 %) та ті, що мають дефект з великою тривалістю існування (*Pers* > 95 %) не розглядаються, оскільки не мають суттєвого впливу на розвиток програмного забезпечення. До недоліків методу можна віднести невизначеність метрики, яку необхідно використовувати для знаходження стабільності елемента.

Так само аналіз сконцентрований на еволюції елемента конструкції, а не дефекту проектування, тому в результаті виявлення дефекту відбувається на основі інформації про зміну елемента конструкції, яка могла не тільки не збільшити ступінь розвитку дефекту, але й навіть зменшити її. Крім того, визначення тривалості має все ту ж слабкість, пов'язану з визначенням порогів.

Висновки

У результаті аналізу існуючих методів і засобів діагностики дефектів проектування було визначено їх класифікацію і для кожної категорії класифікації було розглянуто відповідні методи, їх можливості та недоліки. Методи, засновані на аналізі однієї версії програми, досягли зрілості та доповнюють один одного. Однак методи, засновані на еволюційному аналізі, знаходяться на стадії розвитку, і все ще не вирішено ряд проблем, пов'язаних з розвитком дефектів проектування: як інформація про розвиток дефектів може бути використана для розробки превентивних заходів, оптимізації реструктуризації і розуміння розвитку програмного забезпечення.

Література

1. *ГОСТ 15467*. Управление качеством продукции. Термины и определения. – М.: Изд-во стандартов, 1979. – 38 с.
2. *ISO 9000:2000*. Quality management systems -- Fundamentals and vocabulary. – ISO, 2000. – 41 p.
3. *Runeson P.* What Do We Know about Defect Detection Methods? / Per Runeson, Carina Andersson, Thomas Thelin, Anneliese Andrews, Tomas Berling // *IEEE Software*. – 2006. – Vol.23, No.3. – P. 82–90.
4. *Marinescu R.* Measurement and Quality in Object-Oriented Design: Ph.D thesis / R. Marinescu. – "Politehnica" University of Timisoara, 2002. – 155p.
5. *Garzas J.* Object-oriented design knowledge: principles, heuristics, and best practices / J. Garzas, M. Piattini. – Hershey: Idea Group Publishing, 2007. – 376 с.
6. *Lanza M.* Object-Oriented Metrics in Practice / M. Lanza, R. Marinescu. – Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2006. – 205 p.
7. *Brown W.J.* Anti Patterns: Refactoring Software, Architectures, and Projects in Crisis / W.J. Brown, R.C. Malveau, H.W. McCormick, T.J. Mowbray. – Wiley. – 1998. – 336 p.
8. *Riel A.J.* Object-Oriented Design Heuristics / Arthur J. Riel. – Addison Wesley. – 1996. – 400 p.
9. *Travassos G.* Detecting defects in object-oriented designs: using reading techniques to increase software quality / G. Travassos, F. Shull, M. Fredericks, V. R. Basili // *In Proc. of the 14th OOSPLA Conf.*, 1999. – P. 47–56.
10. *Lanza M.* Object-Oriented Reverse Engineering – Coarse-grained, Fine-grained, and Evolutionary Software Visualization: Ph.D thesis / Michele Lanza. – University of Berne, 2003. – 132 p.
11. *Ducasse S.* Moose: a Collaborative and Extensible Reengineering Environment / Stéphane Ducasse, Tudor Gîrba, Michele Lanza, Serge Demeyer // *RCOST Software Technology Series*. – Franco Angeli, Milano, 2005. – P. 55–71.
12. *Moha N.* A Domain Analysis to Specify Design Defects and Generate Detection Algorithms / N. Moha, Y. Guéhéneuc, F. Le Meur, L. Duchien // *Proceedings of the 11th Intern. Conf. on Fundamental Approaches to Software Engineering*. – Springer-Verlag, March-April 2008. – P. 276–291.
13. *Moha N.* Ptidej and DECOR: Identification of Design Patterns and Design Defects / N. Moha, Y. Guéhéneuc // *Tool demo at the International Conference on Automated Software Engineering*, November 2007.
14. *Serban C.* Software Quality Assessment Using a Fuzzy Clustering Approach / Camelia Serban, Horia F. Pop // *Studia Universitatis Babeş-Bolyai Series Informatica*. – Babeş-Bolyai University, 2008. – Vol. LIII. – P. 27–38.
15. *Marinescu R.* Detection strategies: Metrics-based rules for detecting design flaws // *Proc. of Intern. Conf. on Software Maintenance (ICSM'04)*. – IEEE Computer Society Press, 2004. – P. 350–359.
16. *Marinescu C.* iPlasma: An integrated platform for quality assessment of object-oriented design / C. Marinescu, R. Marinescu, P. Mihancea, D. Ratiu, R. Wetzel // *Proc. of 21st Intern. Conf. on Software Maintenance*. – Tools Section. – 2005.
17. *Ciupke O.* Automatic detection of design problems in object-oriented reengineering / Oliver Ciupke // *Proc. of TOOLS'30*, 1999. – P. 18–32.
18. *Parnas D. L.* Software Aging / David Lorge Parnas // *Proc. of Intern. Conf. on Software Engineering (ICSE'94)*. – IEEE Computer Society / ACM Press, 1994. – P. 279–287.
19. *Gall H.* Detection of Logical Coupling Based on Product Release History / H. Hall, K. Hajek, M. Jazayeri // *Proc. of the Intern. Conf. on Software Maintenance (ICSM '98)*. – IEEE Computer Society Press, 1998. – P. 190–198.
20. *Ratiu D.* Using history information to improve design flaws detection / D. Ratiu, S. Ducasse, T. Gîrba, R. Marinescu // *Proc. of European Conf. on Software Maintenance and Reengineering (CSMR'04)*. – P. 223–232.

УДК 004.415.2.045 (076.5)

О.П. Дишлевий, асп.

ПРЕДМЕТНО-ОРИЄНТОВАНИЙ МЕТОД ПОБУДОВИ ЗАЛЕЖНОСТЕЙ МІЖ МЕТРИКАМИ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

Запропоновано схему предметно-орієнтованого методу побудови залежностей між метриками програмного забезпечення. Розглянуто середовища для побудови залежностей. Зроблено висновок про потребу в розробці спеціального середовища для побудови залежностей між метриками програмного забезпечення. Описано проведені експерименти. Визначено особливості методу.

The article is dedicated to designing of a subject-oriented method of making dependences between software metrics. Existing environments for making dependences are reviewed, and the conclusion about need for development of special environment for making dependences between software metrics is made. Article describes the experiments which defined specifics of a method, offers its scheme, and defined special features of the method.

емпірична інженерія програмного забезпечення, кореляційно-регресійний аналіз, метрика

Постановка проблеми

Інженерія програмного забезпечення розглядає питання досліджень програмного забезпечення, які належать до емпіричної інженерії програмного забезпечення [1]. Основним методом досліджень є вимірювання. Один з головних інструментів цих досліджень – метрики. За допомогою метрик оцінюють властивості складових розробки програмного забезпечення (продуктів, процесів).

Існують прямі та непрямі метрики [2]. Прямі метрики піддаються вимірюванню, але їх недостатньо для оцінки більшості властивостей. Тоді використовуються непрямі метрики, які формуються на основі прямих. Головне завдання – визначити вид та ступінь залежності непрямої метрики від прямої [3]. Для цього використовують два підходи – статистичний аналіз [4] та нейронні мережі [5].

Для визначення залежностей між метриками за допомогою нейромереж слід не тільки знати значення метрик (вхідних величин), а й провести навчання нейромережі [5]. Навчання нейромережі проводиться на уже отриманих раніше даних. Сформулювати правила для навчання нейромережі неможливо, оскільки визначенням залежностей між метриками досі не займалися. Для визначення залежностей між метриками за допомогою статистичного аналізу достатньо знати тільки значення метрик, а залежності будуються статистичними методами [4], тому необхідно застосувати статистичний аналіз.

Статистичний аналіз проводиться за допомогою відповідних математичних програмних середовищ, до яких належать MatLab, MathCad, Maple, Mathematica, MS Excel. Крім них можна використати статистичні програмні середовища загального призначення Statistica, SPSS, SAS, Systat, Minitab, Statgraphics чи програмні середовища спеціального призначення SYSTAT, S-plus, STATA, PRISM, STADIA, Олимп, Класс-Мастер, Статистик-Консультант.

Досвід їх використання свідчить, що математичні програмні середовища та статистичні програмні середовища загального призначення для вирішення поставленої задачі потребують додаткового програмування з використанням статистичних алгоритмів. Середовища для емпіричних досліджень в програмному забезпеченні немає.

Отже, для визначення залежностей між метриками програмного забезпечення потрібне середовище та метод, який буде використовуватися в середовищі.

У статті пропонується метод обробки даних емпіричних досліджень програмного забезпечення за допомогою статистичного аналізу та засіб – статистичне середовище спеціального призначення, яке реалізує метод.

Розроблення методу

Серед методів емпіричних досліджень програмного забезпечення визначають [3]:

- керовані експерименти;
- дослідження ситуацій;
- дослідження-огляди;
- етнографії;
- дослідження дій.

Задача визначення залежностей між метриками програмного забезпечення належить до дослідження-огляду [3]. У рамках дослідження відбувається вимірювання прямих метрик програмного забезпечення, збір даних-результатів вимірювань, оброблення даних та визначення залежностей непрямих метрик від прямих. Розроблення методу визначення залежностей між метриками програмного забезпечення здійснюється шляхом статистичного аналізу з урахуванням особливостей програмного забезпечення.

Статистичний аналіз, який виконується з метою визначення залежностей, складається з трьох етапів [4]:

- первинний статистичний аналіз;
- кореляційний аналіз;
- регресійний аналіз.

Залежності будуються на етапах кореляційного та регресійного аналізу, але зробити це без попереднього аналізу даних на першому етапі неможливо, як це застосовується в різних прикладних науках [6–8]. Це пов'язано з тим, що метою першого етапу є визначення виду розподілу досліджуваної величини, від якого залежать наступні етапи. Існує велика кількість розподілів [9], але для визначення подальших досліджень суттєву роль відіграє наявність чи відсутність нормального розподілу [10]. Залежно від наявності нормального розподілу використовуються ті чи інші алгоритми побудови залежностей, тому важливо, чи мають нормальний розподіл досліджувані метрики.

Дослідження залежностей у прикладних науках показало, що для кожної із них існують свої закономірності, притаманні тільки даним з їх предметної області [6; 7; 8], тому був проведений експеримент з визначення закону розподілу метрик програмного забезпечення в рамках дослідження повторного використання програмного забезпечення [11].

Метою дослідження було визначення програмного коду, придатного для повторного використання. Висновок про можливість повторного використання можна зробити тоді, коли програмний код буде відповідати певним критеріям. За критерій був взятий набір метрик: контролю, метрики даних та типографські метрики [2; 12].

Метрики контролю – це метрики, які відображають складність модуля.

Метрики даних – це метрики, які відображають кількість та процентне співвідношення змінних, викликів підпрограм та кількість їх параметрів.

Типографські метрики – це метрики, які відображають коментованість програмного коду та осмисленість в назвах програмних конструкцій.

Всього було досліджено 52 метрики.

Задачею експерименту з визначення законів розподілу було розрахувати оптимальні значення для розглянутих метрик та можливий діапазон їх відхилень. Для цього виміряли значення усіх метрик. Для визначення оптимальної кількості значень метрик під час побудови законів розподілу вимірювання проводилося в декілька етапів.

Спочатку виміряли п'ятсот програм. Для кожної метрики розраховували математичні характеристики та їх відхилення [13]. Далі виміряли ще сто програм. Для значень метрик, отриманих з усіх програм, знову провели аналогічні розрахунки. Таким чином виміряли тисячу програм та провели подібні обчислення. Виходячи із закону великих чисел [9], зроблено висновок про недоцільність подальшого збільшення програм для вимірювань, так як статистичні характеристики мають практично однакові значення.

На наступному етапі побудовано для кожної метрики закон розподілу та обчислено відхилення. Якщо значення метрики для програми потрапляло в допустимий інтервал відхилень, то робили висновок про можливість повторного використання вимірюваного програмного коду. Коли значення метрики виходило за межі інтервалу, то робили висновок про неможливість повторного використання вимірюваного програмного коду.

Отримані типові закони розподілу метрик показано на рис. 1.

Аналіз всіх гістограм показує, що їх вигляд можна звести до таких чотирьох типових:

- гістограми з лівою асиметрією (рис. 1, *a, б*);
- унімодальна гістограма з сильною лівою асиметрією (рис. 1, *в*);
- багатомодальна гістограма (рис. 1, *г*).

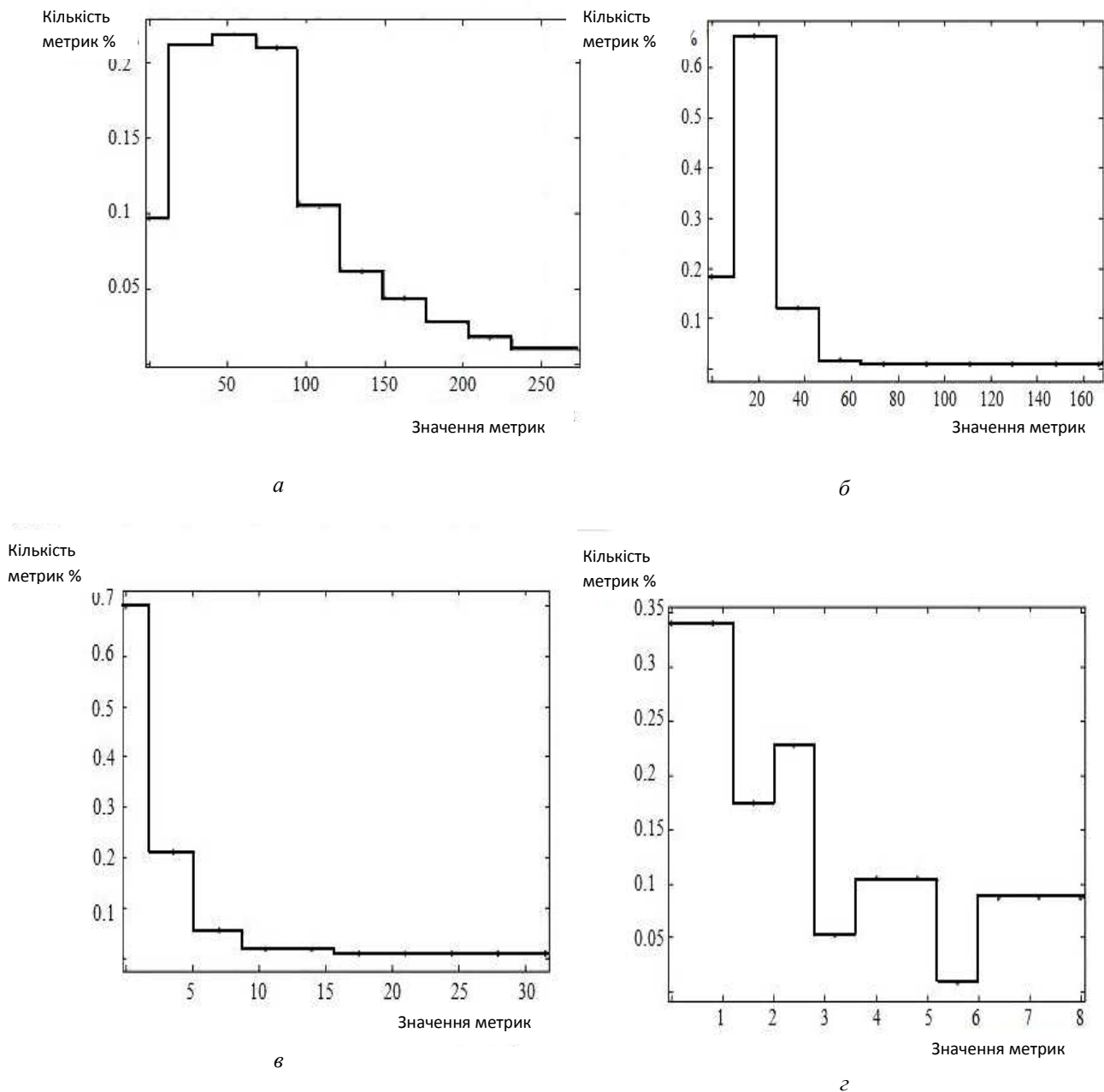


Рис. 1. Гістограми метрик:

- a* – максимальна кількість непустих рядків у модулі;
- б* – максимальна кількість викликів інших функцій, обчислене в модулі;
- в* – середня кількість викликів вводу – виводу, використаних в кожному модулі;
- г* – середня кількість аргументів (параметрів), використаних в кожному модулі

Експеримент показав дві особливості програмно-забезпечення:

- доступність великої кількості програм для дослідження (проблема в інших науках через складність отримання даних), що дає можливість використовувати точні, а не наближені методи розрахунків;
- відсутність нормального закону розподілу метрик.

Результати експерименту показали: оскільки у метрик немає нормального закону розподілу, то визначати закон розподілу в розроблюваному методі недоцільно, але необхідно обов'язково перевіряти об'єм вибірки.

Для визначення наявності залежності непрямої метрики від прямої проводиться кореляційний аналіз двома шляхами [10]:

– простий розрахунок коефіцієнтів парної кореляції, коли досліджувані величини мають нормальний розподіл;

– розрахунок парної рангової кореляції, коли нормального закону розподілу немає.

Для емпіричних досліджень програмного забезпечення з визначення залежності непрямої метрики від прямої потрібно використати розрахунок парної рангової кореляції, що пов'язано з розподілом відмінним від нормального.

Відмінність парної рангової кореляції полягає в порівнянні не самих значень величин чи їх статистичних характеристик, а рангів, тобто номерів досліджуваних величин у відповідних матрицях (наборах метрик). Визначається парна рангова кореляція методом обчислення коефіцієнта Спірмена чи Кендала [14]. Залежність для значень коефіцієнтів відмінних від -1 , 0 та 1 підтверджується розрахунком значущості.

Під час проведення розрахунків не потрібно перевіряти точність отриманих значень, оскільки вимірювання метрик програмного забезпечення не мають похибок, пов'язаних з людським фактором чи засобом вимірювань.

Отже, кореляційний аналіз у розроблюваному методі повинен дозволяти:

– проводити розрахунок парної рангової кореляції;

– не перевіряти на точність отримані дані.

Для визначення виду залежності непрямої метрики від прямої застосовується регресійний аналіз. Він полягає у побудові та розрахунках коефіцієнтів функції регресії, яка відображає залежність непрямої метрики від прямої. Виділяють два види регресій [14]:

– лінійну;

– нелінійну.

Лінійна регресія будується у випадку, коли при кореляційному аналізі було зроблено висновок про наявність лінійної залежності, інакше – нелінійна регресія. Лінія регресії будується на основі кореляційного поля. Кореляційні поля метрик програмного забезпечення зводяться до двох видів (рис. 2).

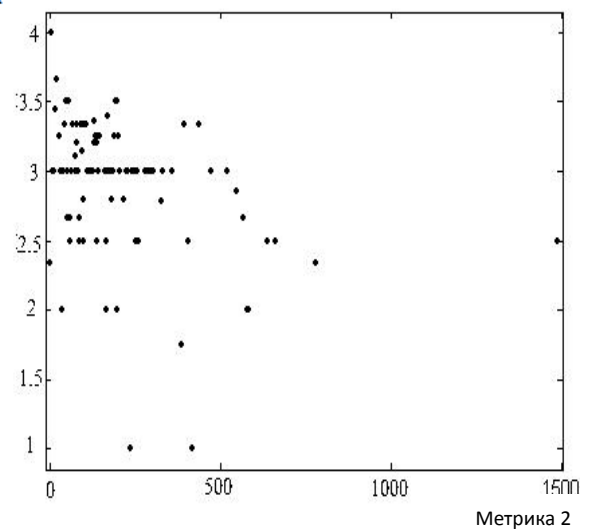
Якщо побудовані точки кореляційного поля потрапляють у коло (рис. 2, *a*), залежності немає.

Якщо ж кореляційне поле не вписується у коло (рис. 2, *б*), а має інший вигляд, то робиться висновок про нелінійну залежність в лінії регресії.

Оскільки дані досліджень програмного забезпечення не мають нормального закону розподілу, то будується нелінійна регресія. Обов'язковою передумовою побудови будь-якої регресії є нормальний закон розподілу залежної метрики або обох метрик, якого немає.

У зв'язку з великою вибіркою ця передумова ігнорується. Єдиної теорії побудови нелінійної регресії немає [14], тому під час регресійного аналізу залежно від даних використовується той чи інший метод нелінійної регресії.

Метрика 1

*a*

Метрика 1

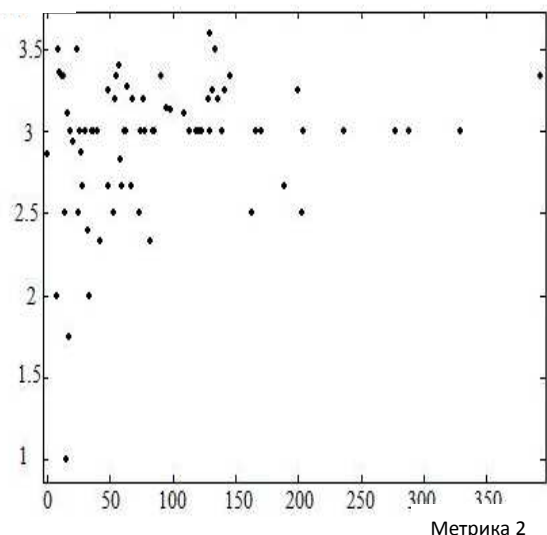
*б*

Рис. 2. Кореляційні поля:

a – вписується в коло;

б – складної конфігурації

Для реалізації регресійного аналізу в розробленому методі нелінійної регресії використали порівняння методів на даних досліджень програмного забезпечення. Будувалися наближені лінії регресії методом найменших квадратів, поліномів Чебишева та лінеаризації (побудова найпростіших наближених функцій).

Суть порівняння полягає в побудові ліній регресії різними способами для кожного з кореляційних полів з подальшим визначенням найточнішої лінії. У зв'язку з великим об'ємом проведення розрахунків прийнято рішення про побудову лінії регресії спочатку для однієї прямої метрики та непрямой метрики «простота сприйняття», а далі для контролю отриманих даних побудувати лінії регресії для декількох метрик. Кількість метрик збільшували доти, доки не підтвердили закономірність.

Спочатку для побудови лінії регресії була взята метрика «середнє значення непустих рядків у модулі». Її вибір пов'язаний з великим значенням значущості, що говорить про її суттєвий вплив на непряму метрику «простота сприйняття» [13]. Для неї побудовано наближені функції регресії трьома способами.

Виявилось, що максимальний степінь функції – 3, що говорить про простоту функції регресії. Її слід вибирати серед невеликого переліку простих функцій [14]. Після розрахунків коефіцієнтів наближених функцій та перевірки відхилення функцій виявилось, що найоптимальнішою функцією є експоненціальна функція (рис. 3).

Метрика 1

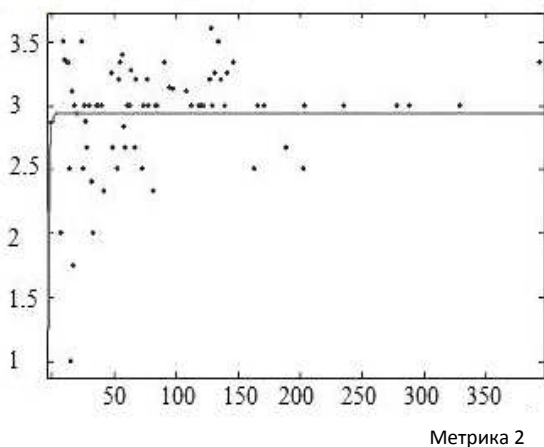


Рис. 3. Лінія регресії прямої метрики «середнє значення непустих рядків в модулі» та непрямой метрики «простота сприйняття»

Далі побудували лінії регресії ще для трьох метрик. Результати побудови та розрахунків коефіцієнтів лінії регресії для цих метрик підтвердили відсутність складних функцій залежності з великими степенями. Максимальний степінь залишився 3.

Результати порівняння методів нелінійної регресії показали, що перші два методи недоцільно використовувати для побудови лінії регресії, тому що максимальний степінь найближчої наближеної лінії регресії – 3. Тому для реалізації запропонованого методу було обрано метод лінеаризації.

На основі проведених досліджень пропонують метод побудови залежностей між метриками програмного забезпечення на основі статистичного аналізу.

Запропонований метод дозволяє визначати залежність непрямой метрики від прямої без попереднього визначення їх законів розподілу та будувати лінію регресії без попереднього аналізу досліджуваних величин.

Отже, сутність предметно-орієнтованого методу побудови залежностей між метриками програмного забезпечення полягає в тому, що побудова залежностей відбувається статистичними методами з врахуванням високої точності вимірювань програмного забезпечення без похибок та гіперболічною спадною залежністю між значеннями метрик та кількістю виміряних програм.

Таким чином, запропонований метод побудови залежностей між метриками програмного забезпечення має вигляд, показаний на рис. 4.

Його можна використовувати для метрик контролю, метрик даних та типографських метрик, дослідження яких було описано раніше. Для інших метрик можна стверджувати, що ситуація буде аналогічною. Але для підтвердження потрібно проводити додатковий первинний статистичний аналіз.

Висновки

В основі запропонованого предметно-орієнтованого методу побудови залежностей між метриками програмного забезпечення лежить використовуваний в інших галузях кореляційно-регресійний метод статистичних досліджень. Науковою новизною запропонованого методу є:

– виявлення й пояснення закону розподілу метрик відмінного від нормального;

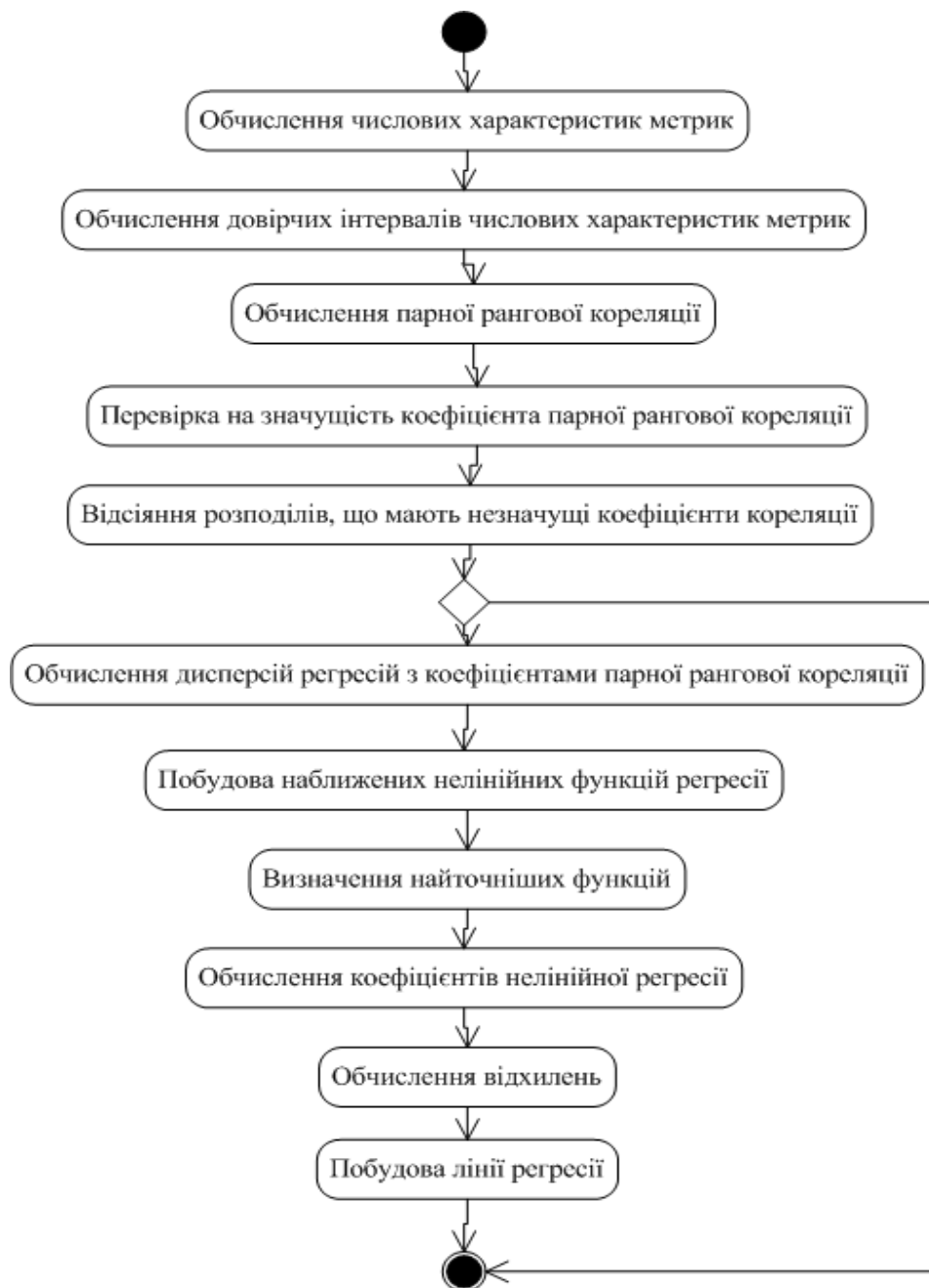


Рис. 4. Предметно-орієнтований метод побудови залежностей між метриками програмного забезпечення

- вилучення первинного статистичного аналізу з досліджень через відсутність нормальних розподілів серед досліджуваних метрик;
- умова про обов'язкове велике значення вибірки;
- використання в кореляційному аналізі метрик тільки парної рангової кореляції;
- відсутність перевірок точності коефіцієнтів кореляції через точність отриманих даних вимірювань;
- відсутність перевірки спільного закону розподілу метрик;

- наявність тільки нелінійної функціональної залежності між метриками простого виду (ступінь функції не більший ніж 3);
- побудова регресії методом лінеаризації.

Розроблений метод допомагає досліднику програмного забезпечення зрозуміти суть та особливості цього дослідження.

Метод являє собою чітку послідовність дій, які повинен виконати дослідник програмного забезпечення під час визначення залежності непрямої метрики від прямої.

Література

1. *Koji Torii*. Ginger 2: An Enviroment for Computer-Aided Empirical Software Engineering / Torii Koji, Ken-ichi Matsumoto, Kumiyo Nakakoji at al// IEEE Transactions on Software Engineering, Vol 25. No 4. July – August 1999, P 475–486.
2. *Norman E. Fenton*. Software Metrics: A Rigorous and Practical Approach / Norman E. Fenton, Shari Lawrence Pfleeger. – Cambridge University Press, 1996. – 638p.
3. *Forrest Shull*. Guide to Advanced Empirical Software Engineering / Forrest Shull, Janice Singer, Dag I.K. Sjoberg. – Springer-Verlag London Limited 2008. – 394p.
4. *Вентцель Е.С.* Теория вероятностей: учеб. для вузов / Е.С. Вентцель. – 7-е изд. стер. – М.: Высш. шк., 2001. – 575 с.: ил.
5. *Уоссермен Ф.* Нейрокомпьютерная техника: Теория и практика. / Ф. Уоссермен / пер. с англ. – М.: Мир, 1992. – 118 с.
6. *Рокицкий П.Ф.* Биологическая статистика / П.Ф. Рокицкий. – Изд. 3-е, испр. – Минск: Высшэйш. школа, 1973. – 320 с.
7. *Айвазян С. А.* Прикладная статистика и основы эконометрики: учеб. для вузов / С.А. Айвазян, В.С. Мхитарян. – М.: ЮНИТИ, 1998. – 1022 с.
8. *Дружинин Н.К.* Математическая статистика в экономике / Н.К. Дружинин. – М.: Статистика, 1971. – 262 с.
9. *Кендалл М.* Теория распределений / М. Кендалл, А. Стюарт / пер. с англ. – М.: Наука, Глав. ред. физ.-мат. лит., 1966. – 588 с.
10. *Кендалл М.* Статистические выводы и святи / М. Кендалл, А. Стюарт. – М.: Наука, Глав. ред. физ.-мат. лит., 1973. – 899 с.
11. *Хоменко В.А.* Метод экспертного оценивания свойств повторно используемых компонентов программного обеспечения / В.А. Хоменко, А.П. Дышлевый // Матеріали VIII Міжнар. наук.-техн. конф. «Авіа-2007». – К.: НАУ, 2007, Т.1. – С. 13.169 – 13.172.
12. *Изосимов А.В.* Метрическая оценка качества программ / А.В. Изосимов, А.Л. Рыжков. – М.: МАИ, 1989. – 96 с.
13. *Дишлевий О.П.* Перевірка адекватності метричних моделей властивостей програмного забезпечення / А.П. Дишлевий // Інженерія програмного забезпечення 2006: Матеріали Всеукр. конф. аспірантів та студентів. – К.: НАУ, 2007. – С.77–84.
14. *Айвазян С.А.* Прикладная статистика: Исследование зависимостей: справ. изд. / С.А. Айвазян, И.С. Енюков, Л.Д. Мешалкин / под. ред. С.А. Айвазяна. – М.: Финансы и статистика, 1985. – 487 с.

Стаття надійшла до редакції 07.09.09.

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

УДК 504.062(045)

К.Д. Ніколаєв, н.с.
Г.О. Білявський, д.геол.–мін. н., проф.
К.О. Бабікова, студ.

ЕКОЛОГІЗАЦІЯ ЕНЕРГОСПОЖИВАННЯ ТУРИСТИЧНИХ КОМПЛЕКСІВ

Доведено необхідність екологізації енергоспоживання туристичних комплексів за рахунок використання ресурсозберігаючих технологій та альтернативної енергетики.

Basic resource safety technologies and alternative energy are examined in this article, the use of which is possible in development of tourism industry

екологічна безпека, екотуризм, енергоспоживання, навколишнє природне середовище, ресурсозбереження, туристичні комплекси

Вступ

У наш час у багатьох країнах екологізація туризму стає невід'ємною частиною всіх видів туризму і сприяє примноженню природних цінностей не тільки за допомогою екологічної просвіти, але й за рахунок коштів з прибутків від екотуризму. Розвиток туризму й екологізація традиційних видів туризму є досить важливим та актуальним питанням як для країни в цілому, так і для окремих її регіонів.

Еколого-безпечний розвиток нашої держави, її національна безпека взагалі можливі лише за умови збереження природних систем та підтримки відповідної якості навколишнього природного середовища. Для цього потрібно формувати й послідовно реалізовувати ефективну екологічну політику, яка спрямовуватиметься на раціональне та безпечне використання природних ресурсів, перехід до ресурсозбереження й екологізації енергетичного комплексу та використання альтернативної енергетики, максимальної екологізації всіх видів людської діяльності, зокрема екологізації туристичної галузі [1].

Постановка проблеми

Ресурсозбереження – це прогресивний напрям використання природно-ресурсного потенціалу, який забезпечує економію природних ресурсів та зростання виробництва продукції з тією самою кількістю використаних сировини, палива, основних і допоміжних матеріалів. Це один з важливих факторів екологізації людської діяльності.

Екотуристичний комплекс поступово стає все більш перспективним, прибутковим і розвивається швидкими темпами. Водночас його розвиток зумовлює посилення тиску на природне середовище, передусім у сфері споживання енергії.

Тому одним із найважливіших завдань є перехід до раціонального споживання енергії під час організації туристичних послуг та перехід до використання ресурсозберігаючих та альтернативних джерел енергії.

Аналіз досліджень

Проблеми екологізації туристичного комплексу і ресурсозбереження, методи їх впровадження та організації розглянуто в роботах А.В. Дроздова, І.Н. Панова, Н.С. Мироненко, О.О. Бейдика, В.І. Гетьмана [2; 3], де вони визначають пріоритети екологізації туристичної діяльності, проблеми впливу енергетичного комплексу на навколишнє середовище та основні дії, спрямовані на їх усунення.

Мета

Індустрія сучасного туризму включає:

- сектор подорожей;
- житловий сектор та харчування;
- розважальні об'єкти, об'єкти для відпочинку;
- об'єкти просвітництва і виховання.

Розробка і впровадження програм енергозбереження на всіх об'єктах інфраструктури туристичних комплексів, максимальне використання альтернативних джерел енергії (біопалива, вітрової, сонячної енергії та ін.), аналіз вітчизняних і зарубіжних досягнень у цій сфері та якнайширше їх впровадження – одне з першочергових завдань.

Перспективи екологізації енергетичного комплексу

Енергетика є однією з найважливіших і водночас найбільш ресурсомістких та екологічно небезпечних галузей. Її майбутнє – за системною максимальною екологізацією в контексті еколого-безпечного розвитку.

Енергетичний комплекс України є основним забруднювачем водних і земельних об'єктів та основним споживачем паливних ресурсів, яких у нашій країні гостро не вистачає.

Однак Україна багата на запаси нетрадиційних, альтернативних енергоресурсів, які не лише є екологічно чистими, але для інших європейських країн вже давно стали традиційними джерелами «малої енергетики» [4]. Це передусім біомаса (солома, тріски, гілки, тирса та ін.), вітер, сонце, геотермальні та електрохімічні джерела.

Частка нетрадиційних екологічно чистих джерел енергії як пріоритетного фактора екологізації у загальному енергетичному балансі України може досягти не менше ніж 10 %, а в деяких регіонах і більше, тобто такі джерела енергії можуть скоротити потребу у традиційному енергозабезпеченні на 20 – 50 % [4].

Саме тому з метою енергозберігання та раціонального використання енергетичних ресурсів в екотуристичній діяльності потрібно проводити комплексну екологізацію галузі.

У загальному вигляді під екологізацією слід розуміти науково обгрунтовану діяльність людини, яка направлена на розумне управління процесом взаємодії людського суспільства з навколишнім природним середовищем.

Екологізацію можна визначити як сукупність засобів і методів, які допомагають раціонально використовувати, охороняти і відтворювати (де можливо) природні ресурси в повній відповідності з основними принципами функціонування біосфери.

Суть екологізації полягає у зведенні до мінімуму негативного впливу екотуристичної діяльності на навколишнє природне середовище внаслідок споживання значної кількості традиційних енергоресурсів.

Екологізація енергетичного комплексу – це, насамперед, розвиток нетрадиційних національних екологічно чистих енергоресурсів та значне підвищення енергоефективності, перехід на нові моделі екологічно безпечного енергоспоживання [5].

Туристичний комплекс як галузь економіки є постійним і досить інтенсивним користувачем природних ресурсів. При цьому індустрія екотуризму не тільки широко використовує природні ресурси, але і забруднює навколишнє середовище. Подальший розвиток екотуристичного комплексу взагалі можливий тільки за умови його екологізації.

Використання альтернативних джерел енергії (сонячної, вітрової, геотермальної, біоенергетики) в екотуристичному комплексі, принесе не тільки позитивний екологічний, але й економічний ефект, допоможе частково відвернути можливість повного вичерпання ресурсів, зумовити перехід до якісно нових методів туристичної діяльності.

Головними факторами екологізації енергетичного комплексу в екотуристичній сфері можна вважати:

- якомога ширше використання нетрадиційних, відтворюваних джерел енергії, збільшення їх частки в загальному обсязі енергоспоживання на всіх туристичних базах;

- екологічна модернізація вже існуючих енергоджерел;

- узгодженість екологічної та економічної політики держави в туристичній галузі;

- впровадження ефективного енергетичного менеджменту на екотуристичних підприємствах;

- інтенсивне поширення інформації про приклади енергозбереження та енергоефективності.

Застосування енергоефективних та екологічно чистих технологій, відновлюваних джерел енергії у будівництві та експлуатації житла дасть можливість усунути бар'єри для заощадження енергії і підвищення ефективності її використання. Енергоефективні екологічні житла, бази відпочинку, в яких використовуються ресурсозберігаючі технології, що скорочують споживання електрики, тепла, води, де застосовуються системи сонячного обігріву та інші альтернативні джерела енергії (біопаливо), значною мірою можуть вирішити питання екологізації туризму, головною метою якого є збереження якості навколишнього природного середовища, сприятливого для нормального функціонування людини та інших живих організмів.

Розвитку екотуристичної індустрії сприяло намагання справляти якнайменший вплив на природні об'єкти, які можна розглядати як туристичні та рекреаційні ресурси. Свідома політика використання рекреаційних територій у режимі, що не виснажує природні ресурси і не забруднює довкілля, дає змогу зберегти біологічне різноманіття природних екологічних систем і гарантує стійкий розвиток туристичної діяльності [6]. Іншими словами, експлуатація природних ресурсів туристичною індустрією не має призводити до їх деградації. Рекреаційні території не повинні втрачати привабливість для майбутніх поколінь, тому надзвичайно

важливим першочерговим завданням є екологічна паспортизація всіх об'єктів туризму і визначення їх екологічної місткості (можливість витримати певну кількість туристів за певний проміжок часу без шкоди для навколишнього середовища).

Туризм, відпочинок, курортне лікування, реабілітація й оздоровлення пов'язані з використанням природно-ресурсного потенціалу, тому до цих видів діяльності треба підходити з позицій оптимального природокористування – отримання максимально можливого економічного ефекту з мінімально можливими екологічними збитками. Висока концентрація природних ресурсів на обмеженій території, надмірна їх експлуатація, будівництво будівель та елементів інфраструктури, а також інша діяльність, пов'язана з туризмом, справляє негативну дію на навколишнє середовище.

Екологічна та енергетична безпека екотуристичної галузі полягає в переході до раціонального природокористування, що, у свою чергу, передбачає відновлюваний кругообіг біосферних процесів у гармонії з процесами життєдіяльності людського суспільства. Тому важливість проведення ефективної політики та відповідних заходів щодо способів екологізації енергетичного комплексу є одним із першочергових завдань нашої країни.

Прикладом екологізації енергетичного комплексу в туристичній сфері може стати Карпатський регіон – один із найбільш потенційних та перспективних районів для організації та розвитку екологічного туризму.

Він являє собою унікальну екосистему, де потрібно раціонально поєднувати розвиток рекреаційної індустрії та виробництво сільськогосподарської продукції зі збереженням природи Карпат.

У сучасних економічних, екологічних та туристично-рекреаційних умовах найреальнішими напрямками впровадження нетрадиційних, екологічно безпечних та ресурсовідновних джерел енергії в Карпатському регіоні можуть бути [4]:

- використання неділової деревини як палива;
- відновлення та будівництво нових мікроГЕС;
- будівництво вітроенергетичних установок (ВЕУ);
- використання олії рицини, рапсу, спирту топінамбура як палива або домішок до нафтопродуктів;
- спорудження геліоустановок.

Перспективним для регіону є впровадження комбінованих джерел енергії:

- ВЕУ – мікроГЕС;
- біогазова установка – дизельний електрогенератор;
- ВЕУ – мікроГЕС – геліоустановка;
- газогенераторна установка – дизельний електрогенератор.

Одним із важливих напрямів є впровадження ресурсозберігаючих та альтернативних технологій, основними з яких є:

- зменшення енергомісткості продукції за рахунок удосконалення технологічних процесів, зменшення технологічних і нетехнологічних втрат енергоресурсів;
- підвищення рівня використання вторинних ресурсів і матеріалів;
- раціональне самообмеження споживання ресурсів;
- упровадження нових систем і приладів обліку та контролю споживання ресурсів.

Для якомога ширшого впровадження нетрадиційних і відновлюваних джерел енергії та енергозберігаючих технологій потрібно [4]:

- проаналізувати причини невиконання Державної програми України щодо енергозбереження;
- удосконалити методи та структуру економічного стимулювання використання нетрадиційних джерел енергії;
- розробити методiku створення виробничих господарських структур на регіональному та державному рівнях щодо впровадження й обслуговування нетрадиційних джерел енергії;
- розробити нормативні документи стосовно регулювання взаємовідносин локальних джерел електроенергії з енергосистемою;
- розробити робочі програми підвищення громадсько-освітнього рівня у сфері енергозбереження для систем: загальноосвітні школи – ВНЗ
- засоби масової інформації – споживачі.

Висновки

Ресурсозбереження як у туристичній галузі, так і у всіх інших – це процес поліпшення використання ресурсів на всіх етапах і рівнях виробничо-господарської діяльності на основі науково-технічного прогресу, який супроводжується вивільненням та економією ресурсів, зменшенням витрат виробництва, зниженням рівня собівартості продукції, зростанням норми прибутку, поліпшення навколишнього середовища та умов життя.

Ресурсозбереження в екотуризмі значно зменшить вплив на природні об'єкти.

Основною ідеєю екологізації туристичного комплексу є, насамперед, турбота про навколишнє природне середовище, що використовується в туристичних цілях. Власне, саме таке використання природи у сполученні з вихованням любові до неї, усвідомленням важливості її захисту та відтворення є основною відмінною рисою екологізації та екологічного туризму, що реалізується в його завданнях та принципах [3].

Використання енергетики в екотуристичній сфері діє на різні компоненти природного середовища.

Тому першочерговими завданнями екологічної політики держави у сфері ресурсозбереження та екологізації туристичного комплексу мають стати: – підтримування наукових розробок, спрямованих на створення та впровадження маловідходних та енергозберігаючих технологій, а також технології майбутнього та їх загальну екологізацію;

– зміна структури розподілу і зменшення вартості всіх матеріалів і туристичних послуг ;

– створення і впровадження в життя реальної й ефективної програми екологічного туризму в Україні;

– широке впровадження використання в сільській місцевості соломи з енергетичною метою, а в інших районах – альтернативних джерел енергії;
– реалізація дієвої підтримки розвитку енергетичних потужностей на відновлюваних джерелах енергії і їх впровадження в індустрію туризму.

Література

1. *Заповідна справа в Україні* // Рідна природа Науково-популярний екологічний журнал. – К., 2008. – С. 6–18.
2. *Ісаєнко В.М.* Використання відновлювальних ресурсозберігаючих технологій в екотуристичній галузі / В.М. Ісаєнко, К.Д. Ніколаєв, К.О. Бабікова // Вісник НАУ. – 2008. – № 3 (36). – С.131–134.
3. *Дроздов А.В.* Основы экологического туризма : учеб. пособие / А.В. Дроздов. – М.: Гардарики, 2005. – 271 с.
4. *Шевчук В.Я.* Екологізація енергетики / В.Я. Шевчук, Г.О. Білявський, Ю.М. Саталкін, В.М. Навроцький. – К.: Вища освіта, 2002. – 111с.
5. *Шевчук В.Я.* Про концепцію переходу України до сталого розвитку / В.Я. Шевчук // Проблеми сталого розвитку України. – К.: БМТ, 1998. – С. 23 – 37.
6. *Кузьменко О.* Екологічний туризм: поняття і особливості організації / О. Кузьменко // Схід – 2004. – № 2. – С. 13–17.

Стаття надійшла до редакції 04.06.09.

УДК 628.4.032 (045)

Г.І. Архіпова, к.т.н., доц.
Ю.О. Галушка, магістр

ВПЛИВ ЗВАЛИЩ ПОБУТОВИХ ВІДХОДІВ НА ЗДОРОВ'Я ЛЮДЕЙ

Розглянуто вплив звалищ твердих побутових відходів, які розміщені поблизу населених пунктів, на здоров'я людей. Проаналізовано зарубіжні дослідження у цьому напрямі.

Considered is the impact of dampings solid wastes, which are situated near the populated areas, to the health of people and have analyzed foreign investigations in this direction.

забруднення, звалища, побутові відходи, полігони, шкідливий вплив

Постановка проблеми

Україна належить до країн з найвищим рівнем виробництва та накопичення відходів. Найпоширенішим до останнього часу методом боротьби з ними в містах є вивезення їх на звалища.

На цей час загальна площа, на якій розміщено відходи, досягає 160 000 га.

Побутові відходи накопичуються на 656 (за даними ООН 700) звалищах площею понад 2600 га.

У Київській області зайнято під звалища 120 га площі [1]. Несвоєчасне вилучення побутових відходів погіршує санітарний стан населених пунктів, може стати причиною виникнення хвороб та епідемій. Тому однією з найактуальніших проблем сьогодення є утворення твердих побутових відходів (ТПВ), які потрібно збирати, знешкоджувати, утилізувати з метою покращення якості міського середовища та економії природних ресурсів.

Аналіз досліджень та публікацій

Як зазначає В.М. Боронос, проблема звалищ побутових відходів – це проблема великих міст, оскільки під час зберігання відходи зазнають змін, у результаті чого на звалищах утворюються нові екологічно небезпечні речовини, які становитимуть серйозну загрозу для здоров'я людей та навколишнього середовища [1].

Як зазначають А.М. Прищеп, О.А. Бережицька, тривале накопичення ТПВ на звалищах призводить до виникнення непередбачуваних фізико-хімічних та біохімічних процесів, продуктами яких є численні токсичні хімічні сполуки в рідкому, твердому та газоподібному стані, які впливають на погіршення стану здоров'я людей, які мешкають на прилеглих територіях [2].

Дослідженнями А.Б. Миронова виявлено, що тверді побутові відходи сучасного міста вміщують більше 100 найменувань токсичних з'єднань і серед них:

- барвники;
- пестициди;
- ртуть;
- розчинники;
- формальдегід.

Тому ТПВ погіршують санітарно-епідеміологічний стан прилеглих територій та населених пунктів узагалі [2].

Мета роботи – проаналізувати вплив складових компонентів звалищ твердих побутових відходів на здоров'я людей, які проживають на прилеглих територіях.

Організація звалищ твердих побутових відходів

Об'єкти розміщення відходів часто не відповідають вимогам безпеки довкілля.

Майже всі об'єкти починали експлуатувати від 10 до 30 років, тому й більшість із них заповнені на 90 %. Майже жодне звалище не має спеціальних водозахисних засобів типу захисних дамб чи стін, каналів тощо [3].

Одне з найбільших звалищ в Україні розміщене поблизу Києва в с. Підгірці Обухівського району, обслуговуючи майже 3 млн населення столиці та деякі інші прилеглі території [4].

На звалищах не забезпечено захист від забруднення атмосфери, ґрунтів, прилеглих ділянок, поверхневих та ґрунтових вод, та перешкоджання поширенню хвороботворних мікроорганізмів.

Одним із основних недоліків видалення ТПВ на звалища є значна потреба у площі.

Так, для захоронення 1 т сміття потрібна площа 3 м² [3]. Щодо санітарно-бактеріологічних властивостей твердих побутових відходів, то вони пов'язані з тим, що містять велику кількість волюгічних органічних речовин, що, розкладаючись, виділяють гнильні запахи і фільтрат.

Під час висихання продукти неповного розкладу утворюють насичений забруднювачами і мікроорганізмами (від 300 до 15 млрд на 1 г сухої речовини) пил.

У результаті відбувається інтенсивне забруднення повітря, ґрунтів, поверхневих і ґрунтових вод, що є досить суттєвою проблемою, якщо звалище розміщене на невеликій відстані від населеного пункту [2].

Вплив складових компонентів звалищ на здоров'я людей

У середовищі ТПВ розвиваються патогенні бактерії – носії різних захворювань. Рознощиками патогенних мікроорганізмів є:

- мухи;
- пацюки;
- птахи;
- бездомні собаки і кішки.

Крім патогенних мікроорганізмів, відходи містять яйця гельмінтів.

Під час складування сміття частина патогенних мікроорганізмів гине вже через кілька днів, тоді як інші їх види можуть існувати в таких умовах протягом декількох років.

Яйця гельмінтів (власоглава, аскариди, анкілостоміди, гострика) зберігають свою життєстійкість протягом багатьох років. З пилом чи фільтратом вони виносяться за межі складування побутових відходів і є джерелом забруднення вод і ґрунтового покриву.

Мікроорганізми, які можна виявити у твердих побутових відходах, є збудниками гепатиту, туберкульозу, дизентерії, аскаридозу, респіраторних, алергійних, шкірних та інших захворювань, тому потрібне знезаражування відходів, яке можна здійснювати такими методами [5]:

- спалюванням органіки на сміттєспалювальних заводах;
- обробленням дезинфікуючими розчинами;
- біологічним знезаражуванням в аеробних (компостування) і в анаеробних (поховання на полігонах) умовах;
- глибоким пресуванням з повним віджиманням фільтрату;
- капсулюванням подрібненого сміття.

У відходах є паличка черевного тифу, паратифу, туберкульозу та сибірської виразки, міститься сапрофітна флора (мезофіли та термофіли, що беруть участь у розкладанні органічної речовини відходів). Кількість їх залежить від пори року, місця, в якому накопичуються відходи, та ін.

У роботах різних авторів, що дослідили всі аспекти розміщення ТПВ на полігонах, наголошується, що спостерігається не тільки сильне поверхнєве забруднення ґрунтів на великих територіях, але і підземних вод і ґрунтів до глибин більше 20 м.

При цьому встановлено, що води фільтратів є також джерелом забруднення поверхневих вод за такими речовинами як Fe, Ba, Cr, P, Ti, Ni, нітрами, амоній, Cl від 2 до 100 ГДК.

Крім того, до складу забруднювальних компонентів при багатократному перевищенні ГДК входять Co, W, Mo, V, Zr, Pb, Bi, Zn, Li, Sr і т. д.

Забруднена вода токсична для живих організмів [2].

Звалища – це не лише епідеміологічна небезпека. Вони неминуче стають потужними джерелами біологічного забруднення. Відбувається це через те, що анаеробний розклад органічних відходів супроводжується утворенням вибухонебезпечного біогазу – метану, вуглекислого газу, вміст яких може становити десятки відсотків, що перевищує санітарні норми і може викликати у людини задуху.

Біохімічне розкладання і хімічне окиснення матеріалу звалища може супроводжуватися утворенням осередків виділення тепла з підвищенням температур до 75 °С, тобто можливе самозаймання відходів. Гниття матеріалу ТПВ супроводжується поширенням запаху на відстань більше 1 км [5].

За даними Українського науково-гігієнічного центру Міністерства охорони здоров'я України, фільтраційні води звалища ТПВ поблизу Києва містять такі хімічні речовини, як сульфати, хлориди, Cu, Pb та Hg у кількостях, що значно перевищують граничнодопустиму концентрацію.

Отже, очевидно, що міське звалище ТПВ, окрім відчуження значної площі землі, є джерелом забруднення навколишнього середовища вельми токсичними елементами, які не можуть бути включеними до природних циклів кругообігу речовин. Рухаючись трофічними ланцюгами, вони потрапляють до організму людини, завдаючи незворотних змін.

Наприклад, Zn, Cd, Pb та Hg впливають на проникність клітинних мембран, змінюють структуру білків, утворюють комплекси з фосфоліпідами; Cd викликає хвороби нирок, анемію, діє як мутаген та канцероген, Cu – пневмонію та гепатити. У результаті дії Pb ушкоджуються центральна нервова система, печінка, нирки, мозок, статеві органи, а ртуть зумовлює появу інтоксикації, паралічу та психічної неповноцінності немовлят [3].

Окрім цього, вченими було проведено значну кількість досліджень, у результаті яких отримано такі дані: люди, що проживають поблизу звалищ, мають більше шансів захворіти на рак.

Ураховуючи міжнародний досвід, збільшення частоти випадків лейкемії спостерігається у жителів, що мешкають поблизу звалища в Північному Рейні – Вестфалія, Німеччина.

Дослідження, що стосувалося дітей з лейкемією, виявило зв'язок хвороби з якістю питної води, що була забруднена через звалище [6].

Агентство з охорони навколишнього середовища США отримало дані про збільшення кількості випадків раку сечового міхура, легень, шлунку та прямої кишки в округах з найбільшою концентрацією місць захоронення відходів. Також випадки раку сечового міхура були зафіксовані в Іллінойсі, де звалище забруднило систему водопостачання трихлоретиленом, тетрахлоретиленом та іншими хлорвмісними сполуками та поблизу звалища штату Пенсильванія.

У Монреалі отримано відомості про збільшення кількості випадків раку у чоловіків (рак шлунку, печінки, простати та легень) й жінок (рак шлунку та шийки матки), що проживали поблизу звалища твердих побутових відходів.

Департаментом охорони здоров'я (штат Нью-Йорк) було визначено, що близькість до звалища зумовлює у новонароджених дефекти нервової системи (ймовірні на 29 %), опорно-рухової системи (16 %) та шкіри (32 %). Установлено, що пестициди пов'язані з утворенням щілини піднебіння новонароджених та з дефектами м'язової системи, метали та розчинники – нервової системи, пластмаси – із хромосомними аномаліями [5].

Таким чином, можна виділити типові недоліки розміщення звалищ поблизу міст [6]:

- стихійність виникнення, відсутність проектних рішень та погодження розміщення;
- недотримання технології утилізації відходів;
- розташування звалища у безпосередній близькості до сільгосподарських угідь;
- відсутність організованої санітарно-захисної зони;
- відсутність проекту закриття.

Висновки

Звичайно, з тією кількістю відходів, що утворюється, захоронення ще досить довго буде одним із переважаючих методів поводження з відходами. Однак небезпечний вплив на людський організм можна зменшити, запровадивши чітке законодавчо обґрунтоване регулювання діяльності організацій, що обслуговують полігони, ліквідувавши несанкціоновані звалища та дотримуючись усіх розроблених стандартів розміщення, обладнання та закриття полігонів.

Особливої уваги потребують закриті полігони, які є джерелами тривалого отруєння довкілля. Державна стратегія поводження з відходами повинна передбачати зменшення кількості відходів, що потрапляють на звалища. Це можливо в разі спалювання більшої кількості відходів, що у свою чергу передбачає встановлення нового обладнання на сміттєспалювальних заводах, попереднє сортування відходів та очищення димових викидів.

Запровадивши сортування відходів перед вивезенням їх на звалище, можна попередити надходження до навколишнього середовища значної кількості небезпечних речовин, а також зменшити кількість відходів, що надходять на звалища. Це дасть змогу довше його використовувати та отримувати прибутки від реалізації вторинної сировини. Вивчення світового досвіду поводження з відходами та адаптація й упровадження його за наших соціально-економічних умов – ось один з головних напрямів екологічних досліджень, що має стати пріоритетним для України у найближчі роки.

Очевидно, що привернення уваги до цього питання має відбуватися негайно на всіх рівнях державної влади. Лише за таких умов можна зменшити загрозу для здоров'я нації, а з часом й відвернути її.

Література

1. *Огляд результативності природоохоронної діяльності: Україна // Серія оглядів результативності природоохоронної діяльності.* – № 6. – Публікації Організації Об'єднаних Націй. – Нью-Йорк, Женева, 2000. – 132 с.
2. *Мітрясова О.П.* Хімічні основи екології: навч. посіб. / О.П. Мітрясова. – К.; Ірпінь: ВТФ “Перун”, 1999. – 192 с.
3. *Національна доповідь про стан навколишнього природного середовища в Україні у 2006 році.* – К.: Видво Раєвського, 2007. – 164 с.
4. *Екологічний атлас Києва.* – К.: ТОВ “Агентство Інтермедіа”, 2003. – 60 с.
5. *Мороз О.* Економічні аспекти вирішення екологічних проблем утилізації твердих побутових відходів: моногр. / О. Мороз, А. Светух, О. Светух. – Вінниця: УНІВЕРСУМ, 2003. – 110 с.
6. *Управління відходами: вітчизняний та закордонний досвід: посіб.* / за ред. О.І. Бондаря. – К.: Айва Плюс ЛТД, 2008. – 196 с.

УДК 502.5(045)

Г.І. Архіпова, к.т.н., доц.
С.М. Ярова, магістр**ВПЛИВ ПОВЕНЕЙ НА ЗАПОВІДНІ ТЕРИТОРІЇ
КАРПАТСЬКОГО БІОСФЕРНОГО ЗАПОВІДНИКА***Розглянуто природні та техногенні чинники, які впливають на повені на території Карпатського біосферного заповідника.**Natural and technogenic factors which are considered influence on flooding in reserved territory of Karpatsky biospheric reserve.***дощова діяльність, заповідні території, Карпати, повені, протиерозійні заходи****Постановка проблеми**

Сучасний стан вивчення впливу того чи іншого фізико-географічного фактора на водний режим річок ще залишається не зовсім задовільним. Часто спостерігається недооцінювання і нерідко ігнорування ролі провідних природних чинників з одночасним перебільшенням ролі антропогенних.

Повені, як і інші стихійні метеорологічні явища в Карпатах, мають складну фізичну природу, яка вимагає:

- подальшого всебічного, комплексного і ретельного вивчення;
- накопичення метеорологічної, гідрологічної та загальнонаукової інформації;
- детального дослідження просторово-часової структури поля опадів та поверхневого стоку;
- оцінювання впливу антропогенної діяльності на умови виникнення та розвитку повеней.

Повені зазвичай настають у результаті несприятливого збігу та складної взаємодії низки природних і антропогенних чинників, до яких передусім належать:

- клімат;
- геологічна будова;
- рельєф;
- стан рослинного покриву;
- особливості поселення, розселення, заселеності і господарської діяльності людини в річковому басейні.

Проте кожна повінь має свої специфічні особливості [1].

Аналіз досліджень і публікацій

Знання причин будь-якої повені мають велику наукову і практичну цінність. Передусім вони необхідні для ґрунтового виконання протиповеневого захисту, адже з природою співіснує лише той, хто підкоряється її законам.

Людина не може впливати на природу, не може оволодіти ніякою із її сил, якщо не знає законів природи, стверджував класик природознавства О. Гумбольдт [1].

Спрощення трактування причин і характеру повеней може призвести до помилкових висновків і дій.

У загальному розумінні причини і фактори утворення повеней добре відомі. Серед багатьох наукових робіт, присвячених дослідженню як самого явища повеней, так і причин його виникнення у Карпатах, слід виокремити фундаментальне наукове дослідження С.М. Перехреста зі співавторами [1].

Але після кожної великої повені спектр і деталізація таких досліджень суттєво розширюються, уточнюються кількісні показники, активізується наукова діяльність.

Мета роботи розглянути природні та техногенні чинники, які впливають на повені на території Карпатського біосферного заповідника, що дасть змогу вчасно розробити відповідні заходи зі зменшення негативного впливу повеней.

Причини виникнення повеней у Карпатах

Головною, домінуючою причиною виникнення повеней у Карпатах є випадання інтенсивних, дуже сильних та тривалих дощів локального чи регіонального характеру або танення снігу, особливо коли останнє відбувається одночасно з дощами.

Без дощів повеней у Карпатах, як і у багатьох інших регіонах, не відбувається.

Основна причина виникнення зливових дощів у Карпатах, які часом супроводжуються сильними вітрами, – це результат дії великомасштабних факторів, таких, як нерівномірне нагрівання Сонцем південних і північних широт земної кулі, відмінність у теплових умовах над континентом і океаном, обертання Землі навколо своєї осі тощо [2].

Гірська система Карпат перебуває під впливом азорського і сибірського антициклонів, які разом з особливостями місцевих атмосферних процесів обумовлюють випадання значних опадів на цій території протягом усього року [3].

Високі гірські хребти Карпат стають дієвою перешкодою на шляху повітряних потоків, тому дощі в Карпатах можуть випадати майже за будь-якого поєднання повітряних течій над горами.

У Карпатах спостерігається найбільша в Україні сумарна кількість атмосферних опадів – 1200–1500 мм на рік, а на окремих гірських осередках у дощові роки – до 2000–2200 мм [4]. Кількість днів з дощами досягає 138–234 на рік.

На Закарпатті дощові опади, активні з гідрологічної точки зору, тобто такі, що утворюють поверхневий стік, випадають від 5 до 23 разів на рік, у той час як на півдні України 6–10 разів.

Найбільш аргументоване підтвердження домінування повенеутворювальної ролі атмосферних опадів мають опрацьовані фактичні дані у вигляді значень коефіцієнтів стоку – показників того, яка частина опадів стікає.

Коефіцієнтом стоку η називають відношення шару стоку h до кількості опадів x , які випали в басейні за один і той самий період:

$$\eta = \frac{h}{x}.$$

Фактичні дані свідчать [1], що для більшості річкових басейнів коефіцієнти стоку за період повені становлять 0,5–0,9, іноді 0,90–0,95. Лише 5–10 % опадів затримується в басейні.

Формуванню виключно великого стоку сприяє надмірне зволоження водозборів унаслідок випадання опадів напередодні повені.

Інше свідчення про надмірне зволоження в Карпатах можна взяти з рослинного світу. У горах на кам'янистому субстраті навіть на схилах крутизною до 20–25°, часто поселяються скельні водорості, формуються гідрофільні (вологолюбні) торф'яні мохи, покрив яких затримує на схилах велику кількість атмосферної і дощової вологи.

Наявність тритонів у Карпатах, поширення вологолюбних мохів – це зовнішні біологічні ознаки проходження частих дощів і формування надмірної зволоженості в горах.

Домінуючою причиною утворення окремих великих зимових повеней після інтенсивних дощів за наявності глибокого снігового покриву може бути танення снігів на фоні різкого потепління та глибокого промерзання поверхневого шару

грунту і перетворення його у водонепроникну поверхню (подібну до асфальту). Зокрема, саме ця причина була головною для повені у грудні – січні 1947–1948 рр. на Закарпатті та повені у грудні 1952 р на р. Прут.

Надзвичайно велике, а у деяких випадках і вирішальне значення у формуванні повеней у Карпатах мають стан лісів та іншої рослинності, які виконують ґрунтозахисну і водорегулювальну роль.

Ліси стримують розвиток повеней, створюють сприятливі умови для затримки частини дощів, поглинаючи менші дощі кронами дерев і лісовою підстилкою.

Без лісу повені в Карпатах були б сильнішими і частішими, а водноерозійні процеси згубнішими. Ліси значно піднімають межу розміру атмосферних опадів, після перевищення якої формується поверхневий стік.

Істотний вплив на розвиток повеней зумовлює і стан рослинного покриву на водозбірних площах. Наприклад, до природних причин інтенсифікації паводка у листопаді 1998 р. на Закарпатті віднесено [1] припинення вегетації, опадання листя з дерев і висихання трав на луках, через що різко зменшилась здатність рослинного покриву затримувати і випаровувати дощові води, майже припинилась транспірація вологи.

В умовах активної дощової діяльності сприятливий природний фон для формування поверхневого стоку і повеней становлять передусім круті схили, стрімкі русла гірських річок, особливий поверхневий шар ґрунту.

Для ілюстрації істотної ролі повені можна порівняти фіксовані швидкості повеневих вод на рівнині та гірських річках. Так, на рівнинній р. Прип'ять на Поліссі під час високої повені у 1999 р. швидкість повеневих вод досягала 2,5 м/с, а на гірській р. Шопурка на Закарпатті під час катастрофічних повеней у листопаді 1998 р. та березні 2001 р. – 9,5 м/с.

На вершинах гір – полонинах – внаслідок підвищеної кількості опадів і меншого випаровування та низької водопроникності ґрунтів формується інтенсивний поверхневий стік, який безперешкодно стікає відкритими схилами.

Безумовно, на формування та проходження паводків у Карпатах разом з чинниками природного характеру істотний вплив мають і техногенні чинники, передусім наслідки господарської діяльності – водного, лісового і сільського господарства, прокладання ліній електропередачі, нафто- і газопроводів, влаштування кар'єрів і водозборів у руслах річок тощо.

До техногенних причин можна віднести:

- незадовільний стан руслового регулювання паводків, недосконалість, некондиційність чи відсутність протиповеневої системи;
 - не розроблена система протиповеневих водосховищ;
 - надмірна вирубка лісів та недосконалість лісогосподарської діяльності;
 - інтенсивне та недостатньо продумане господарювання в різних галузях народного господарства.
- Отже, паводки та їх негативні наслідки можуть підсилюватися в результаті безсистемного будівництва доріг, нафто- і газопроводів, ліній електропередач, недостатнього інженерного захисту цих споруд від руйнування водою, зсувів та інших негативних процесів.

Наслідки паводків істотно залежать також і від рівня ведення сільського господарства. Негативний вплив на протиповеневу природну стійкість мали розорювання крутосхилів у гірських районах, знищення деревно-чагарникової рослинності і родючого шару землі важкою технікою і механізмами під час "поліпшення" природних сіножатей і пасовищ, яке проводилось до 80-х років, створення лісових високогірних лук (полонин) на площі понад 100 тис. га зі знищенням приполонинних лісів, додаткове розорювання схилів. Пошкодження схилів, інтенсифікація ерозійних процесів і поверхневого стоку на відкритих територіях у верхів'ї гір (особливо на полонинах) відбувається і внаслідок надмірного випасу худоби.

Негативно на характер та наслідки проходження повеней впливають також неконтрольовані облаштування в руслах річок (на зарінках) кар'єрів каменю, гравію і гальки та безсистемний їх забір щебеневими заводами і населенням, що спричиняє руйнування утвореного самовідмощення русла, збільшення швидкостей потоку під час чергових паводків та інтенсифікацію процесу розмиву берегів, пошкоджених екскаваторами.

Проходження повеней ускладнюється і внаслідок недотримання режиму господарювання у водохоронних зонах та прибережних захисних смугах річок [5], через забудову заплавл, знищення прируслової чагарникової рослинності, розміщення будинків на берегах гірських потоків, на зсуво- та селенебезпечних ділянках.

Інтенсивність паводків істотно залежить і від стану проведення протиерозійних заходів на сільськогосподарських угіддях, інших територіях, що забезпечує затримку і акумуляцію значної частини поверхневих вод.

Розвитку повеней сприяє також інтенсивна забудова, збільшення рівня урбанізації території за рахунок зростання площ з водонепроникними покриттями земель та дахів на будинках.

Наприклад, для умов США зі збільшенням площі водонепроникних покриттів з 12 до 40 % загальної міської площі середні витрати повеневих вод збільшуються у три рази. У Канаді та Японії максимальні витрати в містах збільшились за останнє десятиріччя у 2,5 рази, а у Великобританії – у 1,5. У Карпатському регіоні нараховується 75 міст і 100 селищ міського типу. За останній період істотно збільшились кількість новобудов, селітебна зона населених пунктів, площа заасфальтування тощо.

Висновки

Складність проблеми регулювання паводків, стихійний характер їх прояву, брак надійних довгострокових прогнозів, згортання наукових розробок через недостатній рівень фінансування в останні роки, тривала економічна криза – усі ці чинники безпосередньо тією чи іншою мірою впливають на вирішення проблеми ефективного регулювання паводків у Карпатському регіоні. Складний генезис повеней, вплив на їх розвиток численних природних та антропогенних факторів зумовлюють необхідність здійснення системи комплексних протиповеневих заходів, які в сукупній взаємодії унеможливають або істотно зменшують руйнівну силу і шкідливу дію повеневих вод.

Література

1. Романеско М.І. Водні стихії. Карпатські повені. Статистика, причини, регулювання. / М.І. Романеско, Д.П. Савчук. – К.: Аграрна наука, 2002. – 304 с.
2. Гопченко Е.Д. Гидрология с основами мелиорации / Е.Д. Гопченко, А.В. Гушля. – Л.: Гидрометеоздат, 1989. – 303 с.
3. Сакали Л.И. Тепловой и водный режим Украинских Карпат / Л.И. Сакали. – М.: Наука, 1985. – 350 с.
4. Бачинський І.О. Клімат Українських Карпат / І.О. Бачинський, М.М. Волехова, В.О. Коржов. – К.: Наук. думка, 1971. – 172 с.
5. Пастернак П.С. Ліс і охорона вод від забруднення / П.С. Пастернак, М.М. Приходько. – Ужгород: Карпати, 1988. – 96 с.

Стаття надійшла до редакції 11.12.08.

УДК 631.58:634.018(477.44).5

О.О. Аксьонов, асп.
Т.Є. Ударцева, к.т.н., доц.

АЕРОДИНАМІЧНІ УМОВИ КОМФОРТУ ТА ЕКОЛОГІЧНОЇ БЕЗПЕКИ ЛЮДИНИ В УМОВАХ СУЧАСНОЇ ЗАБУДОВИ МІСТ І МЕГАПОЛІСІВ

Проаналізовано проблеми екології сучасних міських забудов та вплив аеродинамічних показників повітря на пішоходів. З'ясовано, що пориви вітру є найбільш небезпечними для пішоходів в умовах сучасних висотних забудов. Показано, що об'єктивні дані із впливу атмосферного вітру на екологію забудов можуть бути отримані тільки в аеродинамічних трубах спеціальної конструкції. У висновках подано основні завдання, які потрібно вирішувати за допомогою аеродинамічних труб.

Analytical review article on ecological security of modern urban constructions and effect of aerodynamical indexes of air on pedestrians. It was found out that wind blows are most dangerous for pedestrians under conditions of modern multistoried buildings. It was shown that objective data on atmosphere wind effect on construction ecology could be obtained only in aerodynamic pipes of special design. The summary provides the main objectives that could be achieved with the help of aerodynamic pipes.

аеродинамічні умови, атмосферний вітер, висотні будівлі, екологічна безпека, пішохід, сучасні міські забудови

Вступ

Планування забудови міст – необхідний елемент творчості інженерів-проектувальників, архітекторів та екологів, регламентоване державними нормами та правилами [1; 2; 3]. Аеродинамічні дослідження вирішують широке коло необхідних для проєктантів питань: навантаження на фундамент від протистояння вітру, навантаження на елементи конструкцій, їх скляні частини, вплив обдування будівель на систему вентиляції, вхідні й вихідні прилади, аналіз циркуляції атмосфери у зоні забудов, розподіл шкідливих викидів транспорту та побутових служб, зміни екологічних умов проживання. Особливий інтерес має дослідження аеродинамічних умов забезпечення комфорту і безпеки пішоходів на випадок поривів вітру.

Постановка завдання

З дослідження аеродинамічних особливостей взаємовпливу будівель на вентиляцію, визначення навантажень на будівлі та споруди виконано велику кількість продувок і накопичено значний досвід на кафедрах аеродинаміки та екології Національного авіаційного університету (НАУ) [4]. До питань дослідження екологічних аспектів аеродинаміки планування забудови українські забудовники не проявляють зацікавленості. У той же час світовий досвід аеродинамічних досліджень вказує на важливість визначення критичних зон у районі багатопверхових споруд, де генеруються пориви вітру, що досягають небезпечних значень для пішоходів [5; 6]. Для екології є цікавим дослідження застійних зон на сучасних складних фронтонах будівель з точки зору задимлення шляхів евакуації мешканців на випадок пожежі.

Аналіз досліджень та публікацій

Аеродинамічні дослідження у світових наукових центрах проводять за напрямками «Wind engineering» та «Building physics», у вітчизняній практиці такі дослідження належить до розділу «Промислова аеродинаміка». До вивчення спеціфіки взаємодії між вітряними потоками і людиною можна віднести також дослідження розділу екології, що має назву «аерономіка», запропонованому у 1986 р. в оглядовій методичній роботі [7].

Аерономіка – це розділ науки аеродинаміки, що вивчає взаємодію між вітряними потоками та середовищем населення людей і безпосередньо з людиною. Дослідження у галузі аерономіки призвели до створення у деяких країнах вимог до припустимої швидкості вітру та поривів вітру, що негативно діють на людину [5; 6]. Критерії комфорту у вітряних умовах досить абстрактні. Неможливо точно визначити рівень комфорту та дискомфорту різних фізичних величин, таких як температура, вологість або швидкість вітру. Вважається, що постійна швидкість вітру більш ніж 5 м/с є дискомфортою, більш ніж 10 м/с неприємною, а 20 м/с – небезпечною. Однак для пішоходів критичним є не постійне значення вітру, а швидкість зміни вітру в пориві – градієнт наростання вітру в пориві. Згідно з роботою [5], ефективну швидкість V_e у пориві визначають формулою

$$V_e = V[1 + kV_{mc}/V], \quad (1)$$

де V – середня швидкість;

V_{mc} – максимальна швидкість флуктуації швидкості вітру в пориві;

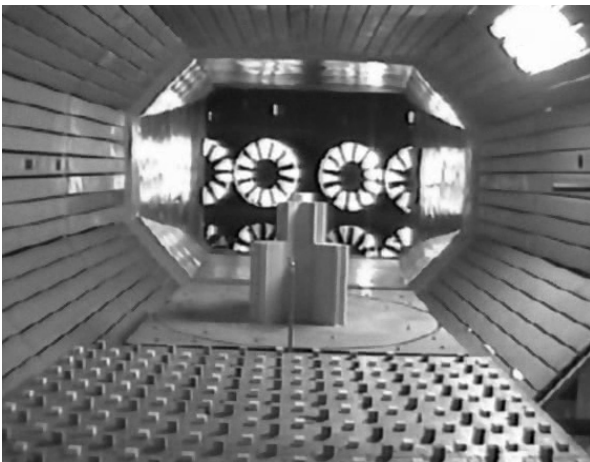
K – постійна, що відображує ступінь впливу флуктуації вітру (значення $K = 1-3$ залежно від індивідуальних умов визначають під час аеродинамічних експериментів).

Порив вітру за швидкості 4 м/с протягом 5 с відчувається у легкого розчуйовджування зачіски та облипання одягу, 7 м/с протягом 5 с сильно розчуйовджує зачіску, порив 15 м/с протягом 2 с веде до втрати рівноваги людиною і є небезпечним для літніх і немічних осіб, порив вітру 23 м/с може перекинути людину.

Постійний вітер менше впливає на людину. Більш докладне оцінювання впливу вітру на людину можна знайти у монографії [2].

Коефіцієнт вітру та безпека для пішоходів – важливий напрям досліджень у спеціальних аеродинамічних трубах перед початком робочого проектування.

Застосування сучасних спеціальних аеродинамічних труб для дослідження обтікання вітром міських забудов, споруд, будівель та безпосередньо на людину дає змогу визначити аеродинамічні особливості, які важко передбачити застосовуючи інтуїтивне рішення і не можна точно змоделювати кількісно (рис. 1).



а



б

Рис. 1. Модель висотної будівлі в аеродинамічній трубі ТАД-2 (а) та сучасної міської забудови (б)

Результати досліджень

У спеціальній аеродинамічній трубі ТАД-2 НАУ [8], призначеній для дослідження складних конфігурацій забудови, взаємозалежності різного розташування будівель у забудовах міст, можна отримати дані про вітрові характеристики великих міст та мегаполісів. Для цього забезпечують аеродинамічне зменшення примежового шару великої (10 м²) робочої частини труби за допомогою перфорованих стін, що покращує результати продувок. При цьому контролюється ступінь турбулентності потоку та однорідності в потоці.

Аеродинамічна труба ТАД-2 НАУ відкритого типу втягує повітря, яке за допомогою 12 вентиляторів. Використані методи дослідження швидкостей, тиску, спектрів потоку дають змогу вирішувати весь спектр досліджень сучасних проблем.

У трубі досліджували аеродинамічні навантаження на фундаменти будівель, монументів, квартали забудов великих міст, входи та виходи вентиляційних систем при взаємодії будівель, систем евакуації населення в умовах пожеж та ін.

Складність аеродинамічного обтікання висотних будівель показано на рис. 2.

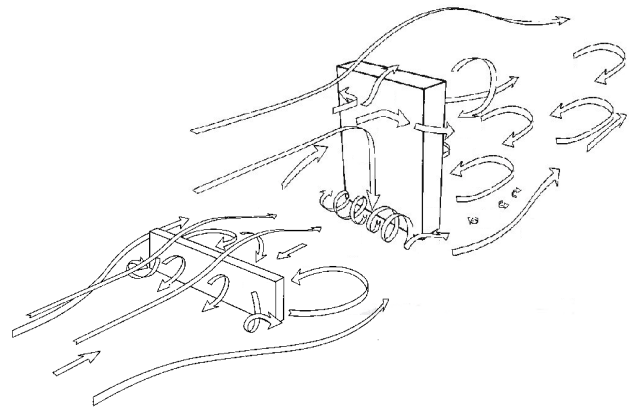


Рис. 2. Аеродинамічне обтікання висотних будівель

Висотні будівлі виходять за примежовий шар середньої висоти забудови мікрорайону. Верхня частина багатоповерхових будівель перетворює вітер у потоки, які сходять уздовж фронтальної площини, вихорові потоки, які сходять уздовж затіненого боку будівлі, а горизонтальний потік уздовж бокових стін генерує вихорові джгуту на кутах будівлі.

Вихори висотних будівель впливають на повітряний обмін міста в районах багатоповерхівок. Висотні будівлі чистять повітря як щітка, що захищає від загазованості.

Горизонтальні та вихорові обтікання висотних будівель несприятливі для пішоходів, особливо небезпечні вихорові зони, які характеризуються поривами вітру. Тому для захисту від впливу вітрових потоків, які генеруються будівлями, використовують різні архітектурні рішення, наприклад, у вигляді забудови подіумів різними приміщеннями на кілька поверхів, встановлення навісів або утоплення входів у будівлю. У випадку поривів вітру двері та арки під будівлями особливо небезпечні для пішоходів (рис. 3).

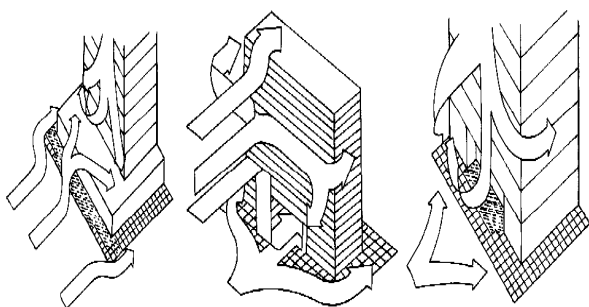


Рис. 3. Аеродинамічне обтікання висотних будівель на рівні пішоходів

Пориви вітру заважають руху по дорогах водіям автомобілів і можуть збити мотоциклістів. Швидкість вітру V_d розраховують за базовою швидкістю V_b , яка залежить від особливостей будови і кута відносно вітру, що дме [3]:

$$V_d = V_b K_1 K_2 K_3,$$

де

K_1 – коефіцієнт розрахунку (фактор імовірності), який залежить від класу проекту і довгостроковості будівлі:

$$K_1 = 0,67-1,08;$$

K_2 – коефіцієнт, що залежить від висоти будівлі та її розташування:

$$K_2 = 0,67-1,40;$$

K_3 – топографічний фактор, що залежить від розподілу швидкості вітру:

$$K_3 = 1,00-1,36.$$

Значення K визначають під час аеродинамічного експерименту. Усі розрахунки повинні відповідати особливим почуттям комфорту людей, які змінюються у широкому діапазоні. Практично потрібно шукати такі місця міських забудов, у яких можливий порив вітру не перевищує критичної сили, розрахованої за формулою (1). Знайти критичні місця у міських забудовах можна розрахунками [9], але найбільш імовірні результати дають дослідження в аеродинамічних трубах великомасштабних моделей, які відповідають за масштабом вимогам критеріїв моделювання.

Дослідження у спеціальних аеродинамічних трубах ураховують:

- місцеву топографію в районі розташування забудови;
- особливості обтічності висотних споруд, які генерують ниспадні потоки;
- умови обтічності обладнаних спеціальними вітрозахисними козирками входів і виходів, найбільш небезпечні для пішоходів;
- особливості обтічності у разі розташування подіуму поблизу перших поверхів;
- особливості захисту суцільних пасажів від протягів, які виникають через зміни тиску на протилежних сторонах;
- посилення вітру біля споруд, які мають заокруглену форму (будівлі «паруса», півокруглені будови тощо);
- умови захисту пішоходів від несподіваних поривів вітру біля рогів будівель залежно від кута вітру;
- визначення планування розміщення будівель на майданчику забудови для вилучення критичної взаємодії вітрових потоків;
- планування захисного озеленення мікрорайонів з метою поліпшення екологічних умов існування людей, правильного розташування майданчиків відпочинку та дитячих розваг.

Висновки

Як результат досліджень в аеродинамічних трубах та аналізу публікацій можна зробити такі висновки:

- дослідження в аеродинамічних трубах – найбільш об'єктивний метод вирішення питань екології сучасних забудов;
- для вирішення питань захисту людей від вітру та його поривів потрібне досконале вивчення розподілу вітру в місцях забудов, особливо висотними спорудами;
- особливої уваги потребують місця генерації вихорів, ниспадних течій з висотних будівель та інтерференції нестационарних потоків у середині забудівель;
- потрібне з'ясування фізичних закономірностей формування течій спеціальними захисними особливостями архітектури (козирки, алькови, виступаючі деталі інтер'єру, балкони тощо), аналіз течій за наявності захисних зелених насаджень та визначення залежності вітрових потоків від місцевої топографії та рози вітрів.

Багатогранність обставин формування вітрових потоків та поривів вітру вимагає специфічної систематичної роботи зі спеціалізації «аерономіка» як самостійного розділу науки ергономіки.

Література

1. *Державні санітарні норми і правила забудови населених пунктів: Наказ Міністерства охорони здоров'я України № 173 від 19.06.1996 р.*
2. *Государственные санитарные правила по охране атмосферного воздуха населенных мест: Наказ Министерства охорони здоров'я України № 201 від 9.07.1997 р.*
3. *Закон про охорону атмосферного повітря № 27.07-ХІІ від 16.10.1992 р. // Відомості Верховної Ради. – 1992. – № 50. – С. 678.*
4. *Ищенко С.Н. Использование аэродинамического эксперимента при проектировании высотных зданий и сооружений / С.Н. Ищенко, А.Р. Давыдов.– Scientific bulletin of chelm. – № 2/2007. – Chelm. Polska, 2007. – С. 67–92.*
5. *Симиу Э. Воздействие ветра на здания и сооружения / Э. Симиу, Р. Сканлан. – М.: Стройиздат, 1984. – 358 с.*
6. *Rithuja S.K. Dalui. Unpleasant pedestrian wind conditons around bildings / Rithuja S.K. Dalui, V.K. Gupta // «Asign journalll of civil engeneering. – vol. 7. – 2006. – № 2. – P. 147–154.*
7. *Каликов В.Н. Моделирование взаимодействия ветра с различными инженерными и природными объектами в аэродинамических трубах / В.Н. Каликов, И.В. Некрасов, А.Е. Орданович // Механика жидкости и газа: Итоги науки и техники. – Т. 20. – М.: ВИНТИ, 1986. – С. 140–209.*
8. *Лебедич И.Н. Аэродинамическая труба для исследования строительных сооружений / И.Н. Лебедич, Е.П. Ударцев // Промышленное строительство и инженерные сооружения. – К.: Стройиздат, 1983. – С. 36–37.*
9. *Гутников В.А. О моделировании аэродинамики зданий и сооружений методом замкнутых вихревых рамок / В.А. Гутников, И.К. Лифанов, А.В. Сетуха // Известия РАН, 2006. – № 4. – С. 78–92.*

Стаття надійшла до редакції 07.09.09.

УДК 534.1(045)

В.М. Макаренко, асп.

МОДЕЛЮВАННЯ ТА УПРАВЛІННЯ ВІБРОАКУСТИЧНИМ ВИПРОМІНЮВАННЯМ ОДНОРІДНОЇ ПЛАСТИНИ ПІД ДІЄЮ ЗОВНІШНІХ КОНЦЕНТРОВАНИХ СИЛ

Подано модель і проведено дослідження акустичного випромінювання та поперечного руху прямокутної пластини. Розв'язок отримано на основі рівнянь класичної теорії коливань пластини. Розглянуто віброакустичне випромінювання пластин з вільно обпертими граничними умовами. Як зовнішні збудження використано концентровані гармонічні сили. Встановлено закономірності зміни звукового випромінювання залежно від параметрів зовнішніх збуджень. Для перевірки аналітичного підходу, використано для розрахунків, виконано експеримент. Власні частоти коливань вільної пластини, отримані аналітично, співвідносяться з результатами експерименту з малою похибкою.

The model of rectangular plate acoustic radiation and transverse motion were presented, and its investigation was performed. The solution is received based on classical plate theory. Vibration response and sound radiation of plates with simply-supported boundary conditions was discussed. Concentrated harmonic forces are used as an external excitation. The general confirmities to the law have been established for the changes of sound radiation, depending on the parameters of external excitations. An experiment was performed for justification of analytical approach, which is used for computations. Eigenfrequencies of free plate oscillations, which are received analytically, are in good agreement with experimental results.

віброакустичне випромінювання, звукове випромінювання, зовнішні сили, компенсація концентрованого навантаження, пластина, поперечна вібрація, рівень звукової потужності, теорія коливань

Постановка проблеми

Пластина один із найпростіших елементів конструкції машин.

Модель поперечного руху пластини може бути використана як спрощена модель складніших об'єктів.

Багато робіт присвячено визначенню власних частот пластин, що мають різні геометричні форми та граничні умови, вирізи довільної форми, пошкодження, зміни у товщині та інших характеристиках матеріалу, додаткові точкові опори [1].

Для розглянутої у роботі прямокутної пластини є 21 комбінація простих граничних умов, зокрема, вільно обпертих (ВО), затиснутих та вільних, які мають аналітичне рішення.

У роботі розглянуто вимушену реакцію ВО прямокутної пластини під дією концентрованої гармонічної сили.

Як засіб зменшення віброакустичного навантаження, утвореного внаслідок коливань пластини, запропоновано використовувати компенсуючу точкову силу. На практиці таке збудження може бути реалізоване за допомогою електромагнітного вібратора. Такий метод впливу на віброакустичну реакцію належить до активних методів зниження шуму та вібрації.

Проблема зниження акустичного випромінювання пластини часто не повною мірою вирішується за допомогою пасивних методів зниження шуму, зокрема, на низьких частотах.

Тому активне структурне управління стає важливим засобом ослаблення низькочастотного шуму машин та устаткування.

Ефективність використання активних методів зниження шуму була продемонстрована багатьма дослідниками [2–4].

Такі дослідження було проведено з метою компенсації концентрованого навантаження на балки [5–8]. Дослідження компенсації коливань пластини за допомогою п'єзоелектричних актуаторів [9] показали, що повна компенсація концентрованих сил неможлива навіть для оптимальних параметрів п'єзоелектричних актуаторів. Такий результат отриманий завдяки різному виду цих збуджень.

На базі створеної аналітичної моделі досліджено вплив сили, розміщення та фази компенсуючого збудження на рівень звукової потужності (РЗП), утворений ВО пластиною.

Математична модель віброакустичного випромінювання вільно обпертої пластини під дією точкових сил

Розглянемо реакцію скінченної тонкої прямокутної пластини, ВО вздовж усього краю, розміром $a \times b \times h$ на вимушені коливання. Вважається, що нормаль до площини пластини залишиться прямою, перпендикулярною після деформації.

Дослідимо вільні вібрації скінченної пластини. Рівняння, яке змінюється як гармонійна функція часу, подамо так

$$w(x, y, t) = w(x, y) \exp(-i\omega t),$$

де

$$i = \sqrt{-1};$$

ω – дійсна величина, що позначає кутову частоту, яку визначають для вільних коливань;

t – час.

Рівняння коливань пластини, якщо немає зовнішньої сили, запишемо у вигляді:

$$D \left(\frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} \right) - \rho_s h \omega^2 w = 0, \quad (1)$$

$$D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)},$$

де

ρ_s – густина пластини з модулем Юнга E та коефіцієнтом Пуассона ν .

Загальний розв'язок може бути записаний як

$$w(x, y) = X(x)Y(y), \quad (2)$$

$$X(x) = A \cos(k_f x) + B \sin(k_f x) + C \cosh(k_f x) + D \sinh(k_f x), \quad (3)$$

$$Y(y) = P \cos(c_f y) + Q \sin(c_f y) + R \cosh(c_f y) + T \sinh(c_f y), \quad (4)$$

де

$A, B, C, D, P, Q, R, T, k_f, c_f$ – довільні константи.

Загальний розв'язок рівняння (2) має задовольняти граничні умови задачі. Згідно з граничними умовами переміщення w і згинальний момент набувають нульового значення уздовж границь.

Згинальні моменти M_x та M_y належать до переміщення за формулами

$$M_x = -D \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right);$$

$$M_y = -D \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right).$$

Рівність переміщення нулю уздовж краю, наприклад, уздовж краю

$$x = a,$$

для всіх значень y – забезпечується за умови, що $\partial^2 w / \partial y^2$ також дорівнює нулю уздовж того ж краю.

У цьому випадку граничні умови стають такі:

$$w(0, y) = \frac{\partial^2 w(0, y)}{\partial x^2} = 0;$$

$$w(a, 0) = \frac{\partial^2 w(a, 0)}{\partial x^2} = 0;$$

$$w(x, 0) = \frac{\partial^2 w(x, 0)}{\partial y^2} = 0;$$

$$w(x, b) = \frac{\partial^2 w(x, b)}{\partial y^2} = 0$$

Вісім граничних умов приводять до визначення восьми рівнянь з вісьмома невідомими константами A, B, C, D, P, Q, R, T з рівнянь (3), (4).

Оскільки $X(x) \neq 0$ і $Y(y) \neq 0$ гранична умова набуває вигляду:

$$X(0) = X(a) = \frac{d^2 X(0)}{dx^2} = \frac{d^2 X(a)}{dx^2} = 0; \quad (5)$$

$$Y(0) = Y(b) = \frac{d^2 Y(0)}{dy^2} = \frac{d^2 Y(b)}{dy^2} = 0. \quad (6)$$

Для існування нетривіального розв'язку, детермінант, сформований коефіцієнтами A, B, C, D, P, Q, R, T має дорівнювати нулю, що приводить до характеристичного рівняння.

Гранична умова

$$X(0) = 0$$

потребує, щоб

$$A + C = 0.$$

У той же час умова

$$X''(0) = 0$$

потребує:

$$-A + C = 0.$$

Ці два рівняння можуть одночасно задовольнятися тільки у випадку, якщо

$$A = C = 0.$$

Граничні умови за $x = a$ задовольняються, якщо

$$B \sin(k_f a) + D \sinh(k_f a) = 0, \quad (7)$$

$$-B k_f^2 \sin(k_f a) + D k_f^2 \sinh(k_f a) = 0. \quad (8)$$

Для того, щоб нетривіальний розв'язок існував, необхідно виконання такої умови:

$$\begin{vmatrix} \sin(k_f a) & \sinh(k_f a) \\ -k_f^2 \sin(k_f a) & k_f^2 \sinh(k_f a) \end{vmatrix} = 0. \quad (9)$$

Розрахунок детермінанта у рівнянні (9) приводить до характеристичного рівняння

$$2k_f^2 \sin k_f a \sinh k_f a = 0,$$

яке задовольняється, якщо

$$k_f = \frac{m\pi}{a}, \quad m = 1, 2, \dots \quad (10)$$

Розв'язок $k_f = 0$ відкинуто, оскільки він веде до тривіального результату

$$X(x) = 0.$$

Підставляючи рівняння (10) у рівняння (7), (8), визначаємо, що D має дорівнювати нулю, і тому

$$X(x) = B_m \sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right), \quad m = 1, 2, \dots$$

Застосовуючи граничні умови (6) до рівняння (4), аналогічно отримуємо

$$c_f = \frac{n\pi}{b}, \quad n = 1, 2, \dots$$

та

$$Y(y) = Q_n \sin\left(\frac{n\pi y}{b}\right), \quad n = 1, 2, \dots$$

Отже, використовуючи рівняння (2), розв'язок можна записати в такому вигляді

$$w_{mn} = W_{mn} \sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y}{b}\right), \quad (11)$$

$$m = 1, 2, \dots, \quad n = 1, 2, \dots$$

Нижній індекс mn використовують, щоб позначити факт, що для кожної комбінації значень m і n існують різні функції від x і y , які задовольняють диференціальне рівняння і граничні умови. Підставляючи w_{mn} з рівняння (11) в основне рівняння (1), отримуємо частоти для кожної з функцій w_{mn} :

$$\omega_{mn} = \sqrt{\frac{D}{\rho_s h} \left[\left(\frac{m\pi}{a}\right)^2 + \left(\frac{n\pi}{b}\right)^2 \right]},$$

де

ω_{mn} – власні частоти ВО пластини.

Індекс mn указує, що для кожного значення m, n в рівнянні (11) потрібна різна частота.

Для концентрованого навантаження, що діє в точці (x_F, y_F) і компенсуючих збуджень, що діють в точках (x_k, y_k) рівняння руху $w(x, y)$ набуває вигляду

$$D \left(\frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} \right) - \rho_s h \omega^2 w = F, \quad (12)$$

де

$$F = F_F \delta(x - x_F) \delta(y - y_F) \exp(i\varphi_F) + \sum_{k=1}^{\infty} F_k \delta(x - x_k) \delta(y - y_k) \exp(i\varphi_k).$$

Граничні умови, накладені на w , такі ж, як і в рівняннях (5) і (6).

Для того, щоб розв'язати рівняння (12), вважаємо, що функція $w(x, y)$ є сумою власних функцій, знайдених з аналізу вільних коливань:

$$w_{mn} = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y}{b}\right), \quad (13)$$

$$m = 1, 2, \dots \quad \text{та} \quad n = 1, 2, \dots$$

де

W_{mn} – невідомі константи.

Кожна із власних частот задовольняє граничні умови.

Якщо підставимо рівняння (13) у рівняння (12), матимемо

$$D \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y}{b}\right) \times$$

$$\times \left\{ \left[\left(\frac{m\pi}{a}\right)^2 + \left(\frac{n\pi}{b}\right)^2 \right]^2 - \frac{\rho_s h}{D} \omega^2 \right\} = F. \quad (14)$$

Перемноживши обидві частини рівняння (14) на $\sin\left(\frac{q\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{s\pi y}{b}\right)$, після інтегрування за розмірами пластини і використання умов ортогональності функцій, отримуємо:

$$\int_0^b \int_0^a \sin\left(\frac{n\pi y}{b}\right) \sin\left(\frac{s\pi y}{b}\right) \sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \times$$

$$\times \sin\left(\frac{q\pi x}{a}\right) dx dy = \frac{a \delta_{mq} b \delta_{ns}}{4}. \quad (15)$$

Інтегрування правої частини рівняння (15) дає

$$\int_0^b \int_0^a F_F \delta(x - x_F) \sin\left(\frac{q\pi x}{a}\right) \delta(y - y_F) \sin\left(\frac{s\pi y}{b}\right) \times$$

$$\times \exp(i\varphi_F) dx dy + \sum_{k=1}^K \int_0^b \int_0^a F_k \delta(x - x_k) \sin\left(\frac{q\pi x}{a}\right) \times$$

$$\times \delta(y - y_k) \sin\left(\frac{s\pi y}{b}\right) \exp(i\varphi_k) dx dy =$$

$$= F_F \exp(i\varphi_F) \int_0^b \delta(y - y_F) \sin\left(\frac{s\pi y}{b}\right) \int_0^a \delta(x - x_F) \times$$

$$\times \sin\left(\frac{q\pi x}{a}\right) dx dy + \sum_{k=1}^K F_k \exp(i\varphi_k) \int_0^b \delta(y - y_k) \times$$

$$\times \sin\left(\frac{s\pi y}{b}\right) \int_0^a \delta(x - x_k) \sin\left(\frac{q\pi x}{a}\right) dx dy =$$

$$= F_F \sin\left(\frac{m\pi x_F}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y_F}{b}\right) \exp(i\varphi_F) + \sum_{k=1}^K F_k \sin\left(\frac{m\pi x_k}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y_k}{b}\right) \exp(i\varphi_k).$$

Знаходимо вираз для W_{mn} :

$$W_{mn} = -\frac{4}{ab\rho_s h(\omega^2 - \omega_{mn}^2)} \times \left[F_F \sin\left(\frac{m\pi x_F}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y_F}{b}\right) \exp(i\varphi_F) + \sum_{k=1}^K F_k \sin\left(\frac{m\pi x_k}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y_k}{b}\right) \exp(i\varphi_k) \right].$$

Поперечний рух пластини можна визначити у такій формі:

$$w(x, y) = -\frac{4}{\rho_s h a b} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y}{b}\right)}{(\omega^2 - \omega_{mn}^2)} \times \left[F_F \exp(i\varphi_F) \sin\left(\frac{m\pi x_F}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y_F}{b}\right) + \sum_{k=1}^K F_k \exp(i\varphi_k) \sin\left(\frac{m\pi x_k}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y_k}{b}\right) \right]. \tag{16}$$

Акустичне випромінювання пластини моделюють за рівнянням Гельмгольца:

$$\Delta p + k^2 p = 0; \quad z = 0 \quad \frac{\partial p}{\partial z} = \rho \omega^2 w(x).$$

Розглядаючи модель плоского поршня в нескінченному екрані (рис. 1), розв'язок для тривимірного акустичного поля на поверхні пластини можна записати так:

$$p(x, y, 0) = -\frac{\rho \omega^2}{2\pi} \int_0^a \int_0^b \frac{\exp(ikr)}{r} w(x_0, y_0) dx_0 dy_0,$$

де

$$r = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}.$$

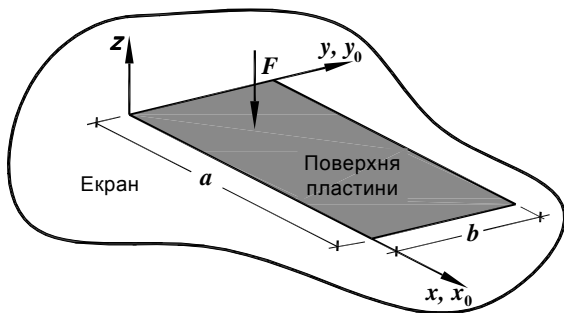


Рис. 1. Модель плоского поршня для розрахунку акустичного випромінювання

Потужність випромінюваного шуму можна визначити сумою великої кількості окремо випромінюючих елементів поверхні пластини. Акустична потужність пластини

$$W = \frac{1}{2} \operatorname{Re} \int_0^a \int_0^b p(x, y, 0) s^*(x, y) dx dy, \tag{17}$$

де

$s(x, y)$ – швидкість коливань: $s(x, y) = -i\omega w(x, y)$.

Сумарний РЗП можна визначити як

$$L_{W\Sigma} = 10 \lg \int_{f_{start}}^{f_{fin}} W df (W_0)^{-1},$$

де $W_0 = 10^{-12}$ Вт.

Параметричне дослідження

Запропонований алгоритм був реалізований у середовищі програмування ФОРТРАН.

Параметри пластини, які використовувалися для обчислень, наведено в табл. 1, власні частоти коливань для цієї пластини – у табл. 2.

Таблиця 1

Параметри пластини

Параметр	Змінна	Значення параметра
Довжина уздовж осі, м:		
абсцис	a	0,61
ординат	b	0,61
Товщина пластини, м	h	0,00635
Густина матеріалу (сталь), кг/м ³	ρ_s	7800,0
Модуль Юнга, Па	E	$2,1 \cdot 10^{11}$
Коефіцієнт загасання	η	0,1
Пуассона	ν	0,3
Кількість мод	$n-m$	3–3

Таблиця 2

Власні частоти мод коливань ВО пластини

Номер моди (осі x–y)	Власна частота, Гц
1–1	84,2
1–2...2–1	210,5
2–2	336,7
1–3 3–1	420,9
2–3 3–2	547,2
3–3	757,6

Такі моди, як 1–3 і 3–1, збігаються у зв'язку з тим, що пластини квадратна.

Поперечний рух пластини в сусідній півхвилі певної моди пластини має протилежний знак відносно переміщення в поточній півхвилі пластини.

Це означає, що треба використовувати компенсуючу силу з такою ж фазою, як збуджуюча сила, щоб зменшити акустичне випромінювання у випадку, коли компенсуюча сила виникає в сусідній півхвилі певної моди пластини відносно розміщення збуджуючого навантаження. Поділ пластини на півхвилі для моди 4-3 зображено на рис. 2.

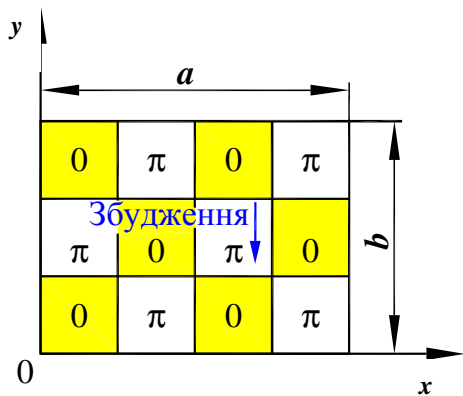


Рис. 2. Різниця фаз між компенсуючою та збуджуючою силою для різних півхвиль пластини моди 4-3

Для зменшення РЗП компенсуючі сили потрібно застосовувати з різницями фаз, вказаними для кожної півхвилі.

Такий розподіл різниць фаз є також типовим для інших мод коливань пластини.

Параметричне дослідження звукового випромінювання ВО пластини виконане за допомогою формул (16), (17).

Для випадку акустичного випромінювання, що показаний на рис. 3, стрілка, направлена вниз, позначає компенсуючу силу, вгору – збуджуючу силу (навантаження).

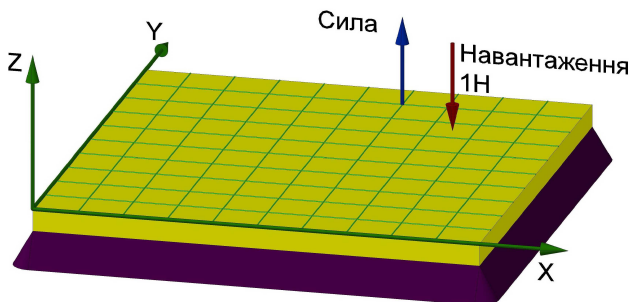


Рис. 3. Схема ділянки навантаження і точкової компенсуючої сили на ВО пластині

Рівень звукової потужності початкової конфігурації становить 125 дБ для всіх досліджень на ВО пластині, які будуть наведені.

Різниця фаз між навантаженням та компенсуючою силою $\Delta\phi = \pi$.

Більшість мод пластини зменшується зі збільшенням значення сили. Це також стосується моди 1-3.

Але зменшення РЗП обмежене значенням 0,6 Н, після якої РЗП збільшується. Таке обмежувальне значення сили може бути знайдене на модах 1-1, 1-2, 2-2 для компенсуючої сили, що перевищує збуджуюче навантаження.

Для моди 3-3 компенсуюча сила розміщена у півхвилі, суміжній з півхвилею, в якій спостерігається навантаження.

Отже, $\Delta\phi = 0$ потрібна для компенсації, а в ситуації, зображеній на рис. 3, відбувається збільшення РЗП на моді 3-3 зі збільшенням значення сили.

Зменшення сумарного РЗП, показаного на рис. 4, б, спостерігається внаслідок домінуючого впливу мод 1-1, 1-2, 2-2.

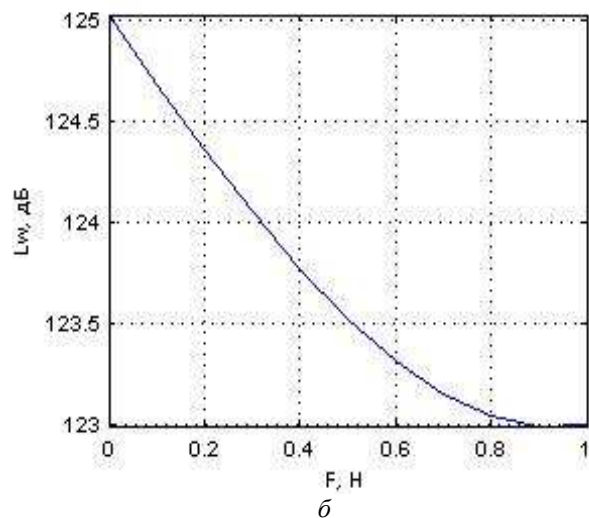
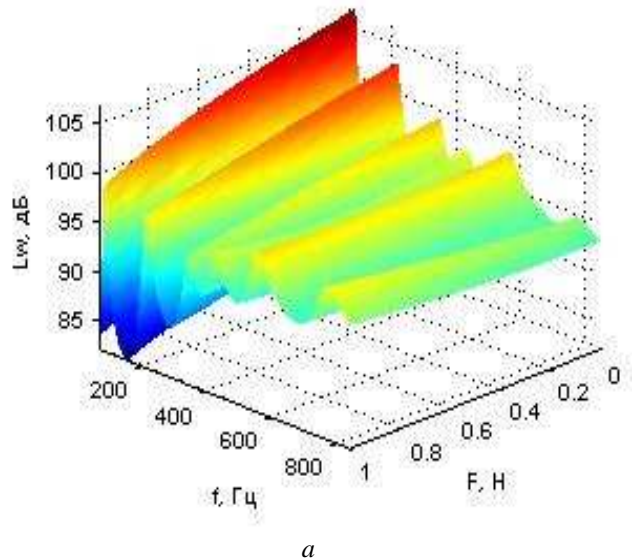


Рис. 4. Звуковий спектр (а) і сумарний РЗП (б) для змінного значення компенсуючої сили на ВО пластині

Спектр звукового випромінювання для розрахункового випадку (рис. 5) показано на рис. 6.

Товста лінія під збуджуючою силою на рис. 5 ілюструє змінні розташування компенсуючої сили.

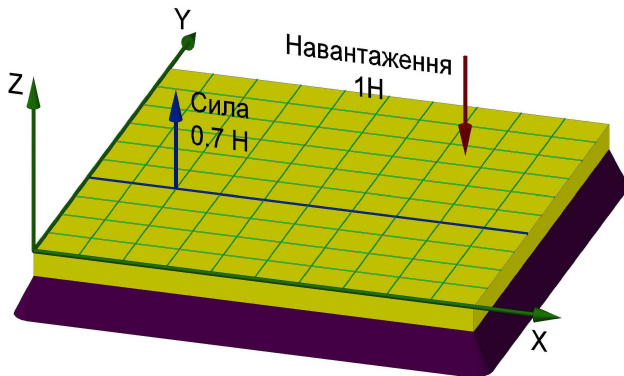


Рис. 5. Вплив дії концентрованої компенсуючої сили на акустичне випромінювання ВО пластини

Різниця фаз між навантаженням і компенсуючою силою дорівнює

π ($\Delta\phi = \pi$).

Оскільки компенсуюча сила менша за значенням від навантаження, її оптимальне розміщення стає ближчим до піка (антивузла) форми моди, ніж розміщення сили навантаження. Це спостерігається на першій моді.

Моди 1–2 і 2–1 мають мінімум, що відповідає 0,9 відносної довжини. Це пояснюється мінімумами у $x_k = 0$ та $x_k = 1$

і мінімумом

$x_k = 0,75$

для моди 2–1, якщо її розглядати окремо від моди 1–2.

Для моди 2–2 зменшення РЗП спостерігається між

$x_k = 0$ та $x_k = 0,5$

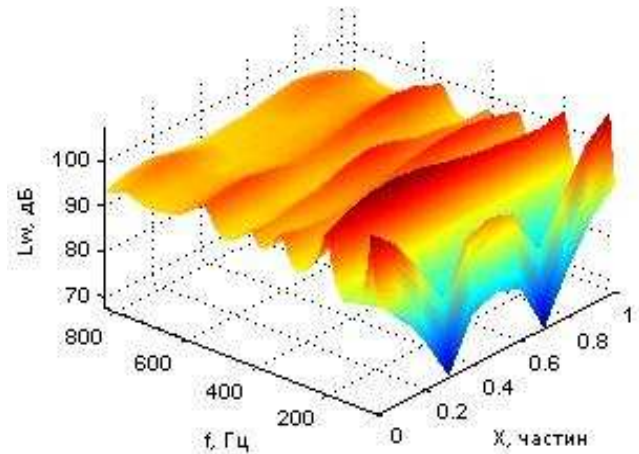
і збільшення – у проміжку

$0,5 < x_k < 1$.

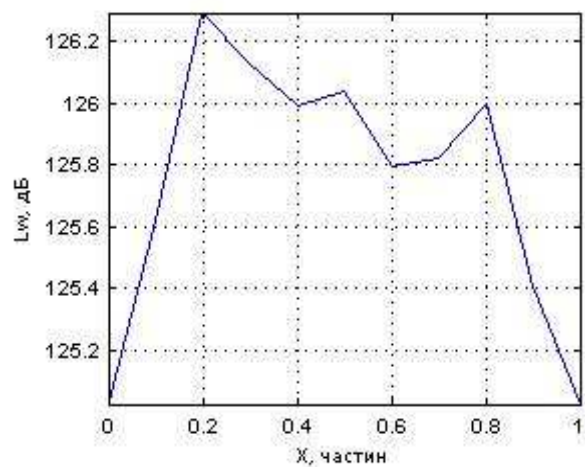
Подібно до мод 1–2 і 2–1 моди 1–3 і 3–1 мають мінімуми близько до кінців пластини.

Коливання інших мод можна вважати незначними.

Утворений графік сумарного РЗП (рис. 6, б) показує збільшення сумарного РЗП для всіх варіантів дії сили.



а



б

Рис. 6. Звуковий спектр (а) і сумарний РЗП (б) для змінної дії компенсуючої сили вздовж осі x на ВО пластини

Як компенсатор змінюється вздовж координати y, показано на рис. 7.

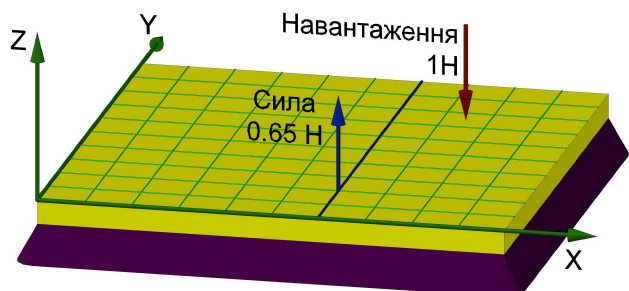


Рис. 7. Вплив розташування точкової компенсуючої сили паралельно осі y на акустичне випромінювання ВО пластини

Умови дослідження такі: $\Delta\phi = \pi$, навантаження і компенсуюча сила перебувають у протифазі.

Результати дослідження (рис. 8) показують, що мінімумами першої моди є 0,2 та 0,7.

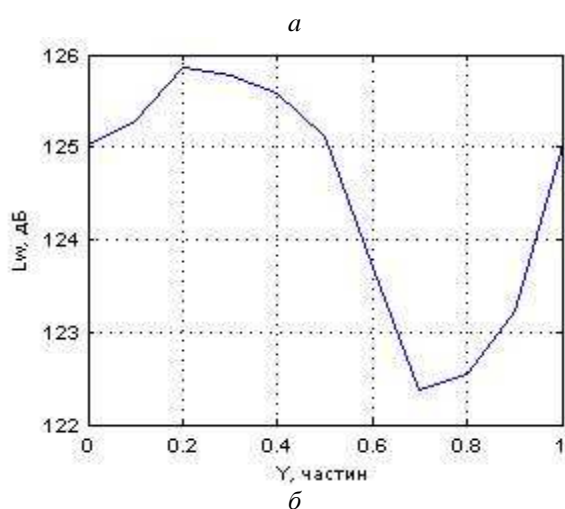
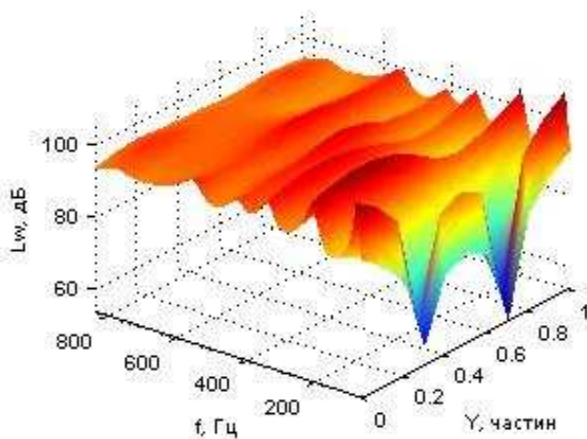


Рис. 8. Звуковий спектр (а) і сумарний РЗП (б) для змінного розташування компенсуючої сили вздовж осі у на ВО пластині

Взагалі звуковий спектр схожий на випадок, зображений на рис. 5 та 6.

Різниця у моді 2–2 пов'язана з тим, що для $0 < y_k < 0,5$ компенсатор опиняється в суміжній півхвилі пластини моди 2–2 і від $y_k = 0,5$ до $y_k = 1$ міститься в тій самій півхвилі, що й навантаження.

Якщо розташування по осі x змінне, то проміжок від $x_k = 0$ до $x_k = 0,5$ відповідає діагональній півхвилі і проміжок від $x_k = 0,5$ до $x_k = 1$ – суміжній півхвилі.

Для мод 2–3 і 3–2 деяке зменшення може спостерігатися тільки у діапазоні $0,2 < y_k < 0,3$.

Мінімуму моди 3–3 відповідає інтервал $0,4 < y_k < 0,6$. Це місце відповідає діагональній півхвилі відносно півхвилі навантаження.

Після інтегрування отриманого спектра мінімальний сумарний РЗП відповідає 0,7. Зменшення сумарного РЗП становить тільки 2,5 дБ.

Схему навантаження показано на рис. 9, результати РЗП – на рис.10.

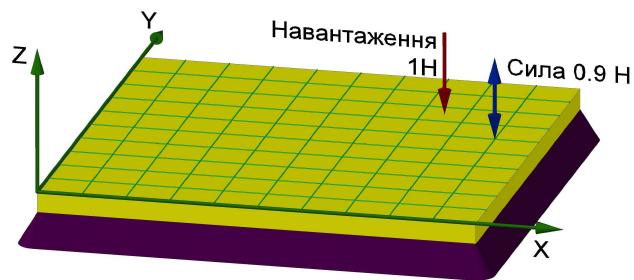


Рис. 9. Вплив $\Delta\phi$ на акустичне випромінювання ВО пластини

Компенсуюча сила для мод, зображених на рис. 10, міститься в тій самій півхвилі, як і для більшості мод. Тому виникає різниця фаз π радіан. Інша ситуація стосується моди 3–3, для якої компенсуюча сила виникає в суміжній півхвилі пластини.

Отже, мінімуми для цієї моди – 0 або 2π радіан. Мінімум більшості мод за $\phi = \pi$ утворив відповідний мінімум на графіку сумарного РЗП (рис. 10, б).

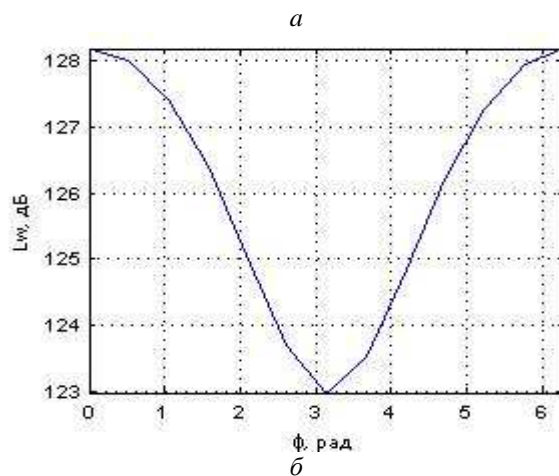
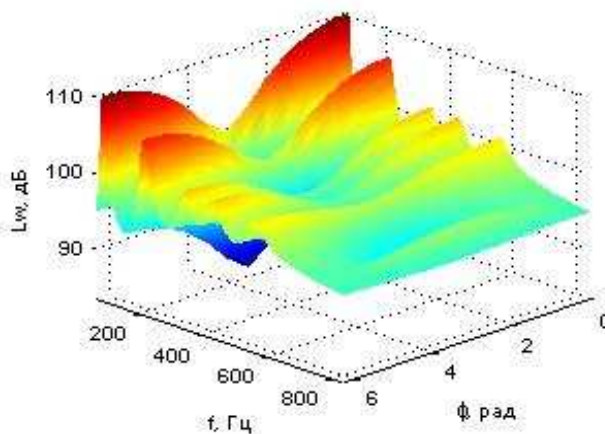


Рис. 10. Звуковий спектр (а) і сумарний РЗП (б) для змінної фази компенсуючої сили на ВО пластині

Для ситуації, що зображена на рис. 11, розміщення компенсуючої сили змінюється вздовж діагоналі від $x_k = 0$ і $y_k = 0$ до $x_k = 1$ і $y_k = 1$, тому підписи позначок по осі x, y на рис. 11 та 12 відповідають обом координатам ($\Delta\varphi = \pi$).

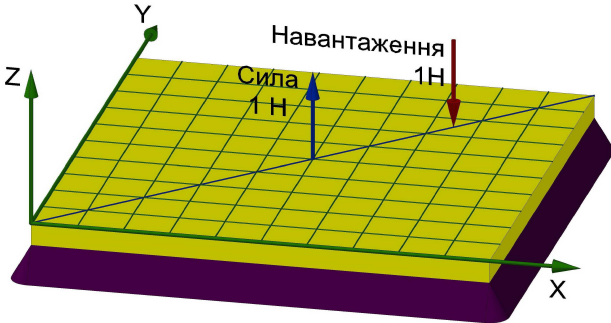


Рис. 11. Вплив розташування точкової компенсуючої сили по діагоналі на акустичне випромінювання ВО пластини

Результати моделювання такого випадку показано на рис. 12.

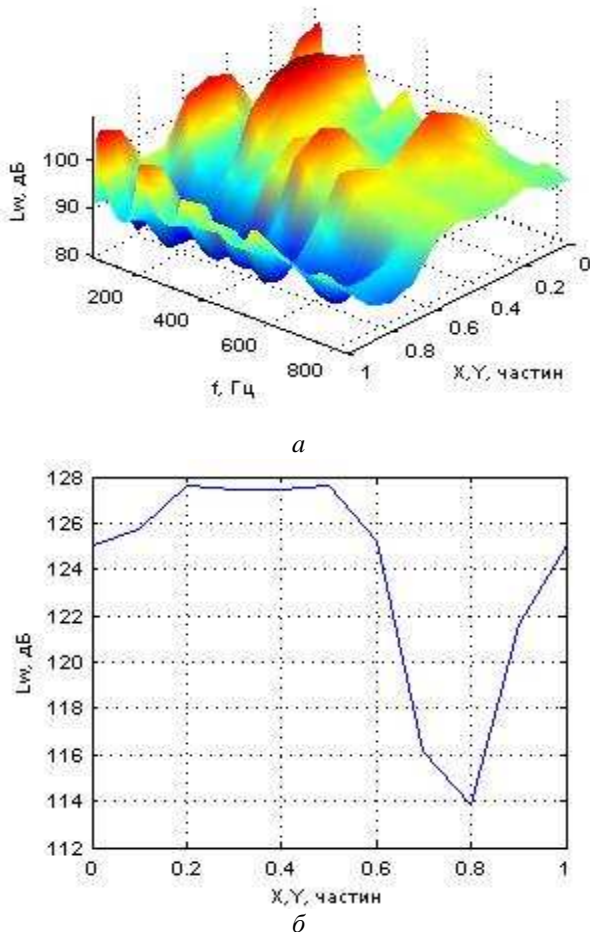


Рис. 12. Звуковий спектр (а) і сумарний РЗП (б) для змінного розташування компенсуючої сили вздовж діагоналі пластини, починаючи з точки з координатами (0,0) до точки (а,а)

Через симетрію коливання ВО пластини на моді 1-1 завжди маємо симетричний спектр випромінювання на першій моді, яка має мінімуми, що відповідають 0,7–0,8 і 0,2–0,3.

Усі моди коливань мають мінімум за 0,75.

Мода 2–2 має локальний мінімум за 0,25, оскільки компенсатор розміщений в антивузлі діагональної півхвилі відносно півхвилі навантаження.

Моди 1–3 і 3–1 мають локальний мінімум за 0,2. Деякі локальні мінімуми також спостерігають для мод 2–3 і 3–2 у діапазонах $0,3 < x_k < 0,5$ та $0,3 < y_k < 0,5$.

Розташування компенсатора змінюється вздовж діагоналі пластини від $x_k = 0$ і $y_k = 1$ до $x_k = 1$ і $y_k = 0$ відносних довжин пластини ($y_k = 1 - x_k$) (рис.13).

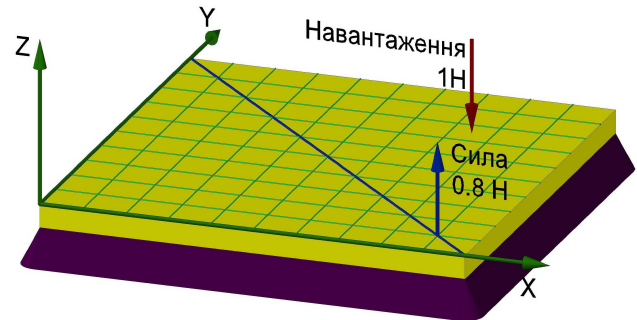


Рис. 13. Схема розміщення навантаження і точкової компенсуючої сили на ВО пластині

На рис. 14 перший номер підпису відповідає осі абсцис, другий номер – осі ординат. Значення компенсатора становить 0,8 Н. Він діє у протифазі з навантаженням. На рис. 14 видно, що мінімумами першої моди є

$x_k = 0,3$ і $x_k = 0,7$.

Зміщення від значень 0,25 і 0,75, які спостерігалися у попередніх дослідженнях (рис. 11 та 12), може бути пояснене меншим значенням компенсуючої сили.

У такій ситуації оптимальне розміщення компенсуючої сили наближається до антивузла форми моди, тобто до

$x_k = y_k = 0,5$

для моди 1–1.

Для мод 1–2, 2–1 і 2–2 жодних змін не спостерігається для точок $x_k = 0; 0,5; 1$.

Для інших розташувань компенсуючої сили може спостерігатися тільки збільшення РЗП.

Для мод 1–3 і 3–1 мінімуми розташовані в діапазонах

$0 < x_k < 0,3$ і $0,6 < x_k < 1$.

Півхвилі мод 1–3 і 3–1 перекриваються у цих регіонах таким чином, що різниця фаз, потрібна для компенсації навантаження, відповідає різниці фаз, використовуваних на цьому етапі дослідження.

Майже ніякого впливу не спостерігається на модах 2–3, 3–2 і 3–3. Із графіка сумарного РЗП (рис. 14, б) видно, що жодного зменшення не можна очікувати, якщо компенсуюча сила міститься на цій діагоналі.

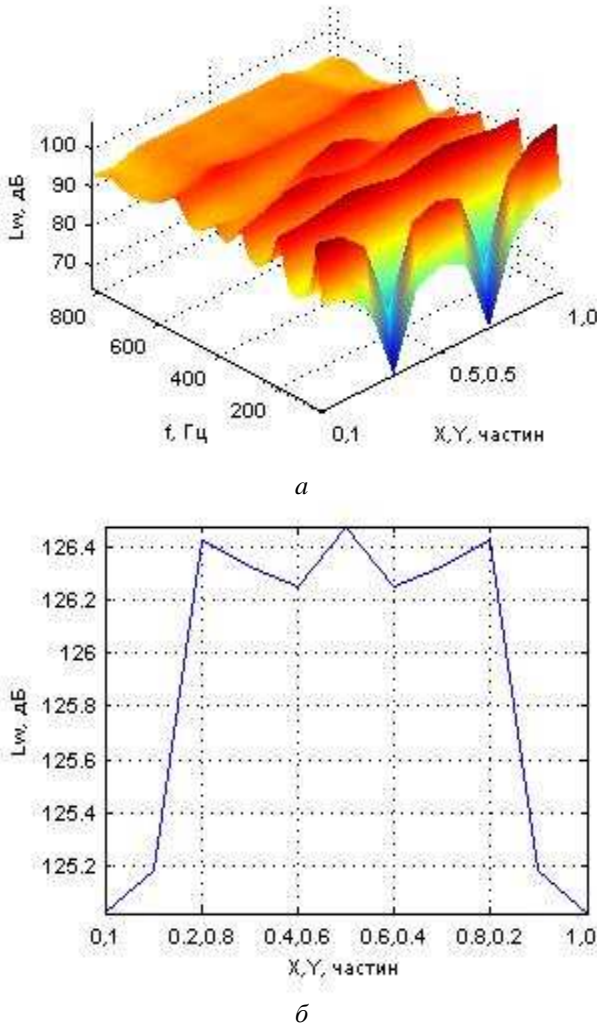


Рис. 14. Звуковий спектр (а) і сумарний РЗП (б) для змінного розміщення компенсуючої сили вздовж діагоналі пластини, починаючи від точки з координатами (0, b) до точки (a, 0)

Експериментальна перевірка аналітичних рішень коливальних пружної пластини

Для того, щоб перевірити підхід, використаний для обчислення характеристик ВО пластини, подібний підхід було використано для цілком вільної пластини.

Наближена формула для частоти виведена із застосуванням методу Релея і, якщо форми хвилі вібрації пластини і балки подібні, то для пластини з вільними всіма краями, передбачувана форма хвилі є добутком характеристичних функцій для двох балок з вільними кінцями.

Метод Релея накладає додаткові обмеження на систему.

Отже, отримані у результаті частоти є вищими від тих, які можна отримати точним аналізом.

Наближені частоти порівнянні з результатами експерименту.

Експеримент був проведений в акустичній лабораторії Дрезденського технічного університету в Інституті легких конструкцій та полімерних матеріалів.

Пластина з параметрами, вказаними у табл. 3, підтримувалася двома нитками вздовж її довгої сторони a, як показано на рис. 15.

Таблиця 3

Параметри цілком вільної прямокутної пластини

Параметр	Змінна	Значення параметра
Довжина вздовж осі, м:		
абсцис	a	0,3
ординат	b	0,23
Товщина пластини, м	h	0,0015
Матеріал	–	сталь
Коефіцієнт Пуассона	ν	0,3
Густина матеріалу, кг/м ³	ρ_s	7800
Модуль Юнга, МПа	E	206366

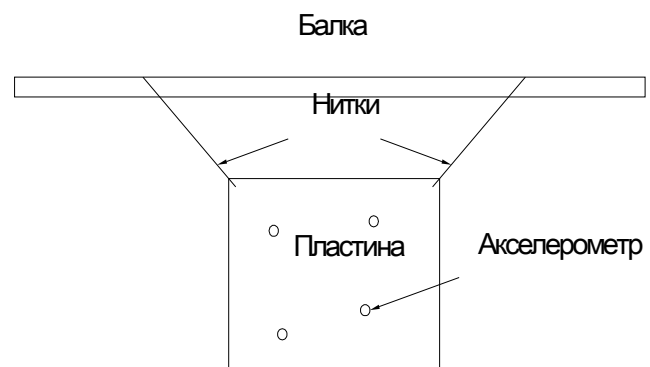


Рис. 15. Експериментальна установка

Пластину збуджували молотком у вузлах сітки. Поперечну вібрацію заміряли чотирма акселерометрами. Після модального аналізу було отримано власні частоти коливальних пластини.

Власні частоти вільної поперечної вібрації цілком вільної прямокутної пластини можна визначити як

$$\omega_{mn}^2 = \frac{D}{\rho h} \left(\frac{\pi}{a} \right)^4 \lambda_{mn}^2, \tag{18}$$

де m і n – кількість ліній вузлів у напрямках X та Y відповідно.

Фактор частоти λ можна визначити так:

$$\lambda_{mn}^2 = G_x^4 + G_y^4 \left(\frac{a}{b} \right)^4 + 2 \left(\frac{a}{b} \right)^2 [H_x H_y + (-) J_x J_y] \tag{19}$$

Коефіцієнти G_x, H_x, J_x із рівняння (19) (табл. 4) отримують із табл. 5, замінюючи у на x та n на m .

Таблиця 4

Коефіцієнти визначення частотного фактора λ

m	0	1	2	3, 4, 5, ...
G_x	0	0	1,506	$m-0,5$
H_x	0	0	1,248	$(m-0,5)^2 \left[1 - \frac{2}{(m-0,5)\pi} \right]$
J_x	0	$\frac{12}{\pi^2}$	5,017	$(m-0,5)^2 \left[1 + \frac{6}{(m-0,5)\pi} \right]$

Власні частоти, отримані експериментально, порівняні з власними частотами, обчисленими за формулою (18), наведено в табл. 5. Порівняння показує, що максимальна похибка (4,7 %) відповідає частоті 1–1.

Імовірно, похибки викликані такими умовами:

- недосконалім забезпеченням граничних умов;
- подібністю пластини до квадратної пластини:

$$\frac{a}{b} = 1,3043;$$

- наближеним характером формули (18).

Таблиця 5

Порівняння власних частот, отриманих теоретично та експериментально

m\ n	0	1	2	3	4
Власні частоти, отримані експериментально, Гц					
0	–	–	160	426	834
1	–	80.06	219	484	881
2	91.3	181	358	637	1030
3	252	341	549	852	–
4	492	578	802	–	–
5	798	896	–	–	–
Власні частоти, отримані теоретично, Гц					
0	–	–	157.24	433.31	849.28
1	–	76.47	221.02	490.69	901.30
2	92.42	180.74	368.05	651.86	1061.48
3	254.69	343.34	564.10	877.58	1300.36
4	499.19	583.31	819.05	1158.33	1599.61
5	825.19	905.35	1146.65	1504.57	1964.11
Відносна похибка, %					
0	–	–	1.75	1.69	1.80
1	–	4.70	0.92	1.36	2.25
2	1.21	0.14	2.73	2.28	2.97
3	1.06	0.68	2.68	2.91	–
4	1.44	0.91	2.08	–	–
5	3.30	1.03	–	–	–

Для вільної пластини перехід від характеристик мод прямокутних пластин до характеристик квадратних пластин поступовий.

Отже, більш ускладнена формула потрібна для оцінювання частоти, щоб включити ефект

$$m / n \pm n / m \text{ мод.}$$

Такі види мод є для

$$m-n = \pm 2, 4, 6.$$

Висновки

1. Різниця фаз між навантаженням і компенсуючою силою, потрібною для компенсації навантаження, є різною для різних півхвиль форми моди. Різниця фаз розподілена вздовж пластини у формі шахової дошки, у разі розміщення компенсуючої сили в тій самій півхвилі, що й положення навантаження

$$\Delta\phi = \pi.$$

2. Якщо фазу компенсатора було вибрано правильно, тоді РЗП зменшується зі збільшенням значення компенсуючої сили до деякого обмеженого значення.

Це значення відмінне для різних мод коливань пластини.

3. Якщо фазу компенсатора було вибрано неправильно (див. висновок 1), тоді РЗП збільшується зі збільшенням значення компенсуючої сили без будь-яких обмежень.

4. Якщо $F_k < F_F$ тоді оптимальне розміщення компенсатора прагне бути ближче до антивузла за навантаження.

Нехай x_{AF} є розміщенням найближчого антивузла до розташування навантаження і x_{Ak} є розташуванням найближчого антивузла до компенсатора, тоді

$$|x_{Ak} - x_k| < |x_{AF} - x_F|.$$

5. Якщо $F_k > F_F$ тоді оптимальне розміщення компенсатора прагне бути ближче до вузла за навантаження.

Нехай x_{NF} є розміщенням вузла, найближчого до розташування навантаження, а x_{Nk} є розташуванням вузла, найближчого до компенсатора, тоді

$$|x_{Nk} - x_k| < |x_{NF} - x_F|.$$

Такий самий принцип можна застосувати до координати y .

Література

1. *Leissa A.W.* Vibration of plates / A.W. Leissa // National aeronautics and space administration, 1993.
2. *Preumont A.* Vibration control of active structures / A. Preumont. – Kluwer academic publishers, Dordrecht, 2003. – 350 p.
3. *Hansen C.H.* Active Control of Noise and Vibration E and FN Spon / C.H. Hansen, S.D. Snyder, London. 1997.
4. *Lee J.-C.* Active control of sound radiation from a rectangular plate excited by a line moment / J.-C. Lee, J.-C. Chen // Journal of Sound and Vibration, 1999. – № 220 (1). – P. 99–115.
5. *Makarenko V.M.* Parametric investigation of acoustic radiation by a beam under load and actuator forces / V.M. Makarenko et al.// NAU Proceedings 2005. – №4. – P. 122–133.
6. *Makarenko V.M.* Investigation of sound radiation by cantilever beam / V.M. Makarenko // Вісник НАУ. – 2006. – № 1. – С. 169–172.
7. *Makarenko V.M.* Research of the modal response of simply supported and cantilever beams subjected to point and distributed harmonic excitations / V.M. Makarenko // Proceedings of the NAU. – 2006. – №3. – P. 101–107.
8. *Makarenko V.M.* Modeling and control of sound radiation by simply supported and cantilever beam coupled with smart material / V.M. Makarenko // Proceedings of the NAU. – 2007. – №3. – P. 142–150.
9. *Makarenko V.M.* Analysis of isotropic actuator application for excitations compensation / V.M. Makarenko // Proceedings of the third world congress "Aviation in the XXI century". – 2008. – Vol. 2. – P. 4.61–4.62.

Стаття надійшла до редакції 04.06.09.

УДК 502.36(045)

Ю.С. Полькова, асп.

УДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ТЕХНОГЕННО-ЕКОЛОГІЧНОЮ БЕЗПЕКОЮ ОБ'ЄКТІВ, ПОВ'ЯЗАНИХ З РАДІАЦІЙНИМИ РИЗИКАМИ

Проаналізовано превентивні заходи регулювання техногенно-екологічної безпеки потенційно небезпечних об'єктів, які використовуються в науково-дослідній діяльності та становлять радіаційну загрозу. Розглянуто систему їх інформаційного підтримання. Зроблено огляд існуючих програмних засобів для оцінювання радіаційних ризиків. Узагальнено дослідження щодо оцінювання радіаційної стійкості галіту для ізоляції радіоактивних відходів.

Preventable measurements for technogenic and ecological safety regulation for potentially risk objects that used in scientific researches and caused radiation risk were analyzed in the article. System for their information support was considered. Software for radiation risk assessment was observed. Radioactive stability of halite for radioactive waste isolation was generalized.

потенційно небезпечний об'єкт, радіаційний ризик, техногенно-екологічна безпека

Постановка проблеми

У багатьох країнах світу нині дотримуються стратегії розвитку атомної енергетики. Основними причинами популярності ядерної енергетики є обговорення нагальних кліматичних змін і виконання вимог Кіотського протоколу.

Крім екологічного фактора є й економічний, а саме низька вартість виробленої продукції.

Економічна конкурентоспроможність завжди була вирішальним фактором для прийняття рішення на користь того чи іншого виду генерації, тому і на енергетичних ринках така економічна привабливість часто є рушійною силою.

За останні роки багато країн змінили своє ставлення до атомної енергетики розвиваючи її, проєктуючи та будуючи нові енергоблоки [1]. Вичерпність природних паливних ресурсів – це ще одна проблема сучасності, яка також підвищує значущість атомної енергетики.

Важливою і невирішеною проблемою, що викликає серйозне занепокоєння бути чи не бути атомній енергетиці, є поводження з високоактивними радіоактивними відходами (РАВ).

Переважає більшість РАВ утворюється внаслідок роботи атомних електростанцій, інші припадають на медичну, транспортну, науково-дослідну та інші галузі.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

Установи НАН України, які залучаються до вирішення проблем атомної енергетики та здійснюють наукові дослідження у сфері ядерної і

нейтронної фізики, атомної енергетики, радіаційного матеріалознавства, фізики конденсованого середовища, радіаційної фізики напівпровідників, радіобіології, медицини мають справу з радіоактивними речовинами (РР). До матеріалів, які можуть призводити до утворення та накопичення РАВ належать:

- відпрацьовані радіоактивні джерела;
- конструкційні радіоактивні матеріали обладнання;
- ізотопи відпрацьованого ядерного палива;
- радіоактивні мінерали.

На державному рівні проблемі РАВ до недавнього часу приділялось недостатньо уваги. Стратегія поводження з радіоактивними відходами в Україні з'явилася тільки на початку 2009 р. [2]. Дотепер проводились поодинокі дослідження різних вчених, присвячені вивченню радіаційної стійкості матеріалів контейнерів РАВ та геологічних порід, придатних для ізоляції РАВ. Серед таких досліджень є й ті, що виконані автором [3–7].

Відомо, що у світі розглядають декілька перспективних варіантів геологічних середовищ для захоронення РАВ [3]:

- кристалічні (граніти – Канада, Китай, Швеція; гнейси – Фінляндія);
- глинисті (аргіліти – Угорщина; сланці, мергелі – Франція, Швейцарія; пластичні глини – Бельгія);
- вулканічні породи;
- вулканічні туфи (США);
- соляні відкладення (пластові солі – США);
- соляні куполи – Німеччина.

За участю автора було проведено дослідження імітаційного моделювання радіаційної стійкості соляних формацій з метою [4-6]:

- вивчення закономірностей накопичення та рекомбінації радіаційних дефектів у структурі опроміненого галіту;
- вивчення фізико-механічних властивостей опроміненого галіту;
- розрахунку теплових режимів у випадку розміщення контейнерів РАВ у певному геологічному середовищі.

Для цього було проведено експерименти з гамма-опромінення природного та синтетичного зразків галіту із Дніпровсько-Донецької западини до значень поглинутої дози 100 МГр.

Методом електронного парамагнітного резонансу досліджено динаміку накопичення радіаційних дефектів та кінетику рекомбінації радіаційних дефектів, які підлягали попередньому відвалу, у структурі галіту. Визначено радіаційну зміну мікротвердості, пластичності, досліджено декупітаційну активність зразків.

За допомогою методу групового врахування аргументів побудовано математичну модель для оцінювання радіаційної стійкості галіту та ступеня пошкодження структури досліджуваного матеріалу за заданих умов.

У моделі враховано такі фактори, як зміна температури й активності джерела опромінення, час дії джерела та чутливі до впливу радіації параметри галіту на прикладі мікротвердості. Визначено концентрацію ізотопу Cs^{137} у відпрацьованому ядерному паливі реактора типу ВВЕР-1000 та функцію спаду його активності як основного джерела гамма-випромінювання у перші сто років зберігання відходів. Обґрунтовано постановку завдання прогнозування десорбції хлору з сольового масиву як одного з факторів ризику руйнівного впливу на матеріал контейнера та потрапляння РР у довкілля.

В Україні дослідженням з питань вивчення фізико-механічних властивостей, радіаційної стійкості глин, мінералів кристалічних порід, особливостей розташування геологічних сховищ присвячено роботи А.С. Литовченка, В.М. Шестопалова, П.А. Корчагіна, І.Л. Комова, Д.П. Хрушова, С.Б. Шехунової, О.М. Харитонова, І.Ф. Вовк, Ю.Ф. Руденко, Р.Я. Белевцева, С.Д. Співак, Р.А. Пушкарьової, Е.А. Калиниченко [4-7].

У роботі [7] виділено три регіони на території України, потенційно сприятливі для ізоляції РАВ:

- Український Щит;
- Дніпровсько-Донецьку западину;
- Північно-Західний Донбас.

З багатьох причин питання щодо створення національного сховища для РАВ у геологічних формаціях все ще залишається відкритим. У наукових колах перевага віддається захороненню РАВ на території України в гранітних формаціях [3].

Чинні нормативно-правові акти, які регулюють питання поводження з РАВ, не передбачають вирішення всіх проблем. Найбільш гострими залишаються питання, пов'язані з такими чинниками [2]:

- недосконалістю системи поводження з РАВ;
- незавершеністю організаційних заходів щодо поводження з РАВ;
- браком механізму фінансування, який відповідає міжнародно визнаним принципам безпечного поводження з РАВ.

Нехтування зазначеними проблемами є джерелом [2]:

- існування невиправданих ризиків шкідливого впливу іонізуючого випромінювання на людину і довкілля, пов'язаних із використанням в Україні ядерної енергії і незавершеністю ліквідації наслідків Чорнобильської катастрофи;
- потенційного підвищення радіаційних ризиків у майбутньому і можливого зростання соціально-психологічної напруги в суспільстві, пов'язаних з намірами подальшого розвитку в Україні ядерної енергетики;
- ризиків для стійкого розвитку суспільства, пов'язаних з потенційними перешкодами для реалізації енергетичної стратегії України і перекладанням економічного тягаря щодо поводження з РАВ на майбутні покоління.

Постановка завдання

У системі НАН України одночасно є об'єкти, що становлять радіаційну небезпеку (радіоактивні джерела, РАВ та ін.), потенційно небезпечні об'єкти (ПНО) та об'єкти підвищеної небезпеки, що можуть становити або становлять вибухопожежний, пожежний, хімічний види небезпеки. Звідси випливає потреба в одночасній реєстрації відповідних об'єктів НАН України в декількох державних реєстрах згідно з чинним законодавством (табл. 1) [8].

Таблиця 1

Перелік затверджених державних (галузевих) реєстрів України для обліку небезпечних об'єктів

Назва реєстру	Призначення	Нормативно-правова база	Орган, який веде реєстр
Державний реєстр ПНО	Автоматизована інформаційно-довідкова система обліку та обробки інформації щодо ПНО	Закон України «Про страховий фонд документації». Постанова КМУ № 1288 від 29.08.02 «Про затвердження Положення про Державний реєстр потенційно небезпечних об'єктів»	Державний департамент страхового фонду документації
Державний реєстр джерел іонізуючого випромінювання	Єдина державна система обліку і контролю джерел іонізуючого випромінювання, що містять РР	Постанова КМУ № 847 від 04.08.97 «Про створення Державного реєстру джерел іонізуючого випромінювання». Наказ Мінекобезпеки і МОЗ № 15/7 від 18.01.00 «Про затвердження Інструкції з проведення державної інвентаризації джерел іонізуючого випромінювання»	Головний реєстровий центр створений на базі Українського державного виробничого підприємства «Ізотоп»
Державний реєстр РАВ	Елемент єдиної державної системи обліку та інвентаризації РАВ. Послідовний поточний запис актів спеціальної форми про утворення, фізико-хімічний склад, обсяги, властивості, перевезення, зберігання та захоронення РАВ	Закон України «Про поводження з радіоактивними відходами», Постанова КМУ № 480 від 29.04.96 «Про Державну програму поводження з радіоактивними відходами»	Орган державного управління у сфері поводження з радіоактивними відходами – МНС, регіональні центри обліку РАВ, створені на базі відповідних міжобласних спецкомбінатів Українського Державного Об'єднання «Радон»
Державний кадастр сховищ РАВ	Зведення систематизованих відомостей про об'єкти, призначені для зберігання чи захоронення РАВ у єдину інформаційну експертну систему даних про місцезнаходження, кількісну та якісну характеристику сховищ РАВ		

Така ситуація призводить до фактично неурегульованих питань з безпеки об'єктів НАН України і потребує удосконалення системи управління техногенно-екологічною безпекою (ТЕБ) об'єктів науково-виробничої діяльності з метою попередження та запобігання виникнення надзвичайних ситуацій (НС).

Для цього необхідно забезпечувати виконання таких заходів, як регулювання техногенної безпеки, аналіз та оцінювання ризиків НС, моніторинг об'єктів поводження з РАВ та джерелами іонізуючого випромінювання як потенційно небезпечних об'єктів.

Для реалізації поставлених завдань проводяться дослідження у декількох напрямках.

Забезпечення виконання державної політики у сфері техногенно-екологічної безпеки

Механізм правового забезпечення системи управління ТЕБ ПНО був розглянутий автором у роботі [9].

До відповідних державно-правових заходів регулювання безпеки належать:

- ліцензування;
- ідентифікація;
- паспортизація;
- державна реєстрація ПНО;
- ідентифікація об'єктів підвищеної безпеки;
- декларування безпеки;
- розроблення планів локалізації та ліквідації НС;
- страхування цивільної відповідальності;
- державна стандартизація;
- державна експертиза;
- державний нагляд.

Згідно з наказом [8] в Україні діє декілька реєстрів обліку радіоактивних матеріалів та об'єктів поводження з ними (табл. 1).

Для виконання відповідних заходів щодо регулювання безпеки в Інституті геохімії навколишнього середовища НАН та МНС України розробляють інформаційно-аналітичний комплекс, вивчають питання ТЕБ науково-виробничої діяльності і стану цивільного захисту установ НАН України.

До складу зазначеного комплексу входить база даних, призначена для обліку установ НАН України, науково-дослідна та виробнича діяльність яких у межах прилеглих територій може спричинити погіршення стану довкілля, створювати певну небезпеку для проживання та здоров'я населення, викликаючи підвищений екологічний ризик [10].

Для наповнення та забезпечення функціонування розробленої бази даних збирається інформація про стан ПНО та інших техногенних та природних джерел безпеки, що мають відношення до об'єктів майнового комплексу НАН, здійснюється розподіл установ НАН за ступенями ризику від провадження їх господарської діяльності.

Реалізація превентивних заходів під час роботи з джерелами радіаційної безпеки у процесі науково-дослідної діяльності

Невід'ємною складовою системи управління ТЕБ ПНО є розгляд та оцінювання ступеня безпеки від негативного прояву тих чи інших природних небезпечних явищ та техногенних чинників, які включає в себе поняття «ризик». Відповідно до методики ідентифікації ПНО, ядерні установки, об'єкти поводження з РАВ, джерела іонізуючого випромінювання віднесені до переліку основних джерел безпеки, які притаманні ПНО [10].

Об'єктами безпеки, які потребують першочергової уваги, є ті, що мають потенційну загрозу забруднення навколишнього середовища РР.

Прогнозування динаміки поширення забруднення є важливим завданням уже на першому етапі ліквідації наслідків НС радіаційного характеру.

Втрата контролю над радіоактивними джерелами може бути зумовлена несправністю устаткування, неправильними діями персоналу, стихійним лихом або іншими причинами, які можуть призвести до опромінення людей понад установлені норми або радіоактивного забруднення навколишнього середовища [11].

Законом України № 516-VI від 17 вересня 2008 р. «Про Загальнодержавну цільову екологічну програму поводження з радіоактивними відходами», передбачено розроблення системи заходів, реалізація яких дасть можливість здійснювати роботу РАВ на спеціалізованих підприємствах, після проведення їх реконструкції.

Радіоактивні відходи, утворені внаслідок проведення науково-дослідної діяльності, також повинні утилізуватись спеціалізованими підприємствами. Виконання плану заходів у межах зазначеної програми потребує здійснення організаційних, науково-методичних, технічних та фінансово-економічних заходів, зокрема, проведення комплексу науково-дослідних робіт з обґрунтування вибору майданчика для геологічного сховища довгоіснуючих та високоактивних РАВ.

Успішна реалізація цієї стратегічної програми потребує безпосередньої інтеграції фахівців з питань екологічної безпеки тих об'єктів господарювання, де відбувається накопичення РАВ, зокрема установ НАН України.

Отже, під час проведення досліджень щодо удосконалення системи управління ТЕБ ПНО НАН України передбачається проведення науково-дослідних робіт з аналізу, оцінювання та мінімізації потенційних ризиків, зумовлених цими об'єктами.

Оцінюючи ризик забруднення довкілля у результаті поводження з РР у науково-дослідному процесі, можна виділити такі події, що можуть призвести до виникнення НС:

- здійснення науково-дослідної діяльності;
- порушення технологічного процесу;
- транспортування до місця утилізації;
- руйнування матеріалу контейнера;
- руйнування природного бар'єра середовища.

Для отримання кількісних значень ризику вказаних подій потрібно керуватись як нормативно-технічними документами, наприклад щодо надійності промислових споруд та комунікацій, де проводяться дослідження, транспортних засобів та контейнерів для транспортування РАВ.

Разом з тим, коректне визначення ризику виникнення події на подальших етапах потребує пошукових робіт.

Нині також простежується неузгодженість наукового та нормативно-правового забезпечення в питаннях єдиної методологічної бази щодо оцінювання ризику. Розроблена значна кількість методик і моделей оцінювання ризику для населення, майна і навколишнього природного середовища, які ґрунтуються на використанні та поєднанні феноменологічного, імовірнісного та детерміністичного методів. Така кількість зумовлена тим, що для кожної окремої ситуації зазвичай обирається конкретний метод чи методика оцінювання ризику залежно від мети і завдання, яке планують, досягнути відповідними розрахунками. Універсальної методики, яка б враховувала ризики від техногенних та природних джерел небезпеки не існує. Перелік найпоширеніших програмних засобів для оцінювання радіаційних ризиків, які ґрунтуються на різних методиках, подано в табл. 2.

Дослідження фізико-механічних властивостей геологічних середовищ для ізоляції радіоактивних відходів

З огляду на масштабність проблеми, яка вивчається, постає завдання проведення попередніх досліджень з метою отримання нових знань про особливості впливу факторів, зумовлених дією РАВ певного компонентного складу, на структуру геологічного середовища.

Компонентним складом РАВ визначається вид, енергія та інтенсивність діючого випромінювання, а отже й особливості фізичних процесів, що можуть відбуватися в матеріалі контейнера та геологічного сховища.

Періоди зберігання окремих видів РАВ вимірюються сотнями років, що фактично унеможливає проведення аналогічних експериментальних досліджень.

Протягом терміну зберігання можливе протікання тектонічних процесів, які здатні в певних ділянках, зокрема в місцях зберігання контейнерів з РАВ, генерувати імпульси тиску, значення якого спричинить лавиноподібну рекомбінацію радіаційних дефектів та руйнування структури.

Висновки

Отже, удосконалення системи управління ТЕБ досліджуваних об'єктів передбачає забезпечення виконання державної політики у сфері техногенно-екологічної безпеки та цивільного захисту, а саме розроблення превентивних заходів щодо запобігання надзвичайним ситуаціям. За участю автора розроблено структуру окремих компонентів бази даних ПНО об'єктів майнового комплексу НАН України та здійснюється наповнення бази даних, проводиться моніторинг стану ТЕБ науково-виробничої діяльності установ НАН України і цивільного захисту об'єктів майнового комплексу НАН України.

Для ефективного регулювання техногенної безпеки проводяться наукові дослідження з аналізу та оцінювання ризиків НС, що можуть виникнути під час роботи з РР у науково-виробничому процесі, дослідження фізико-механічних властивостей геологічних середовищ придатних для захоронення РАВ.

Результати проведених досліджень можуть бути використані в подальшому для формулювання рекомендацій з напрямків підвищення рівня безпеки і для кількісного оцінювання відносної ефективності рекомендованих заходів.

Таблиця 2

Програмне забезпечення, яке використовується для оцінювання та аналізу ризиків

Модель	Описання	Розроблювачі
COSYMA	Комплекс комп'ютерних програм для оцінювання радіологічного впливу ядерних аварій на навколишнє природне середовище і людей, який включає розрахунок індивідуальних і колективних доз та ризиків, наслідків для здоров'я, контрзаходів, економічних витрат [11]	Forschungszentrum Karlsruhe (Німеччина) і National Radiological Protection Board (Великобританія)
CalTOX	Модель, що розраховує загальний вплив від площадок з радіоактивними відходами, визначає ризики від декількох небезпечних матеріалів для навколишнього середовища. CalTOX розраховує концентрації забруднюючих речовин і їх вплив на здоров'я. Модель включає базу даних, що містить фізичні характеристики, сценарії і дані переносу, не включена земна фауна (http://www.dtsc.ca.gov/docs/sppt/herd/caltox.html)	Розроблена у 1998 р. Каліфорнійський відділ контролю за токсичними речовинами Відділення оцінки екологічного ризику (США)
MEPAS	Комп'ютерна система для аналізу розповсюдження токсичних та радіоактивних забруднювачів у природному середовищі, використовує наявну інформацію про забруднення. Розрахунки інтегрального ризику для здоров'я людей ґрунтуються на фізично обумовлених фізико-хімічних моделях джерел викиду забруднення у навколишнє середовище та шляхів їх перенесення [11]	Розроблена у 1984–1996 рр. Тихоокеанською Північно-Західною національною лабораторією «Бетелл» (США)
CONDOR	Імовірнісне оцінювання ризиків від наслідків випадкового радіоактивного викиду (http://contamsites.landcareresearch.co.nz/description_of_models.htm)	AEA, NRPB – AEA Technology (Великобританія)
SAPHIRE	Програмний засіб, який включає систему розрахункових програм для оцінки ризику та надійності обладнання (http://saphire.ihel.gov/about/about_saphire)	1987–2004, Idaho National Engineering Laboratory (США)
OTTER	Моделі поширення радіонуклідів у воді. (http://contamsites.landcareresearch.co.nz/description_of_models.htm)	AEA Technology (Великобританія)
MASCOT	Розраховує радіологічні ризики в місцях протікання ґрунтових вод (http://contamsites.landcareresearch.co.nz/description_of_models.htm)	Nirex, Allerdale Court, Greengarth Hall, Holmrook, Cumbria (Великобританія)
RESRAD Codes	Комп'ютерна система для оцінювання радіаційних і хімічних ризиків (http://web.ead.anl.gov/resrad/documents)	Міністерство енергетики США

Література

1. Лисиченко Г.В. Світові тенденції в розвитку атомної енергетики та її геоecологічні проблеми / Г.В. Лисиченко // Зб. наук. праць Держ. наук. центру радіогеохімії навколишнього середовища. Сер. Техногенно-ecологічна безпека навколишнього середовища. – К., 2000. – Вип. 1. – С. 185–199.
2. Законодавство. Регуляторні акти. Стратегія поводження з радіоактивними відходами в Україні. <http://www.mns.gov.ua/laws/regulations/index.ua.php?m=E1&m=D2>.
3. Изоляция радиоактивных отходов в недрах Украины / под. ред. В.М. Шестопалова. – К.: Научно-инженерный центр, 2006.
4. Дослідження динаміки накопичення та рекомбінації радіаційних дефектів у структурі галіту методом електронного парамагнітного резонансу / А.С. Литовченко, Ю.С. Полькова, В.В. Сьомка, О.Я. Кузнецова // Вісник НАУ.– 2004.– № 1. – С. 172–175.
5. Вплив гамма-опромінення на форму лінії ЕПР F-центрів у NaCl / А.С. Литовченко, Ю.С. Полькова, В.В. Сьомка, О.Я. Кузнецова // Вісник НАУ.– 2005.– № 4.– С. 168–170.
6. Полькова Ю.С. Математичне описання складових моделі прогнозу радіаційної стійкості галіту / Ю.С. Полькова. // Матеріали VI Міжнар. наук. конф. студ. та молодих учених «Політ». – 12–13 квіт. 2007 р.– С. 122.
7. Хрущов Д.П. Изоляция радиоактивных отходов в геологических формациях (геолого-теплофизическая часть) / Д.П. Хрущов, В.И. Лялько, О.М. Харитонов.– К.: ИГН АН Украины.– 1993.– 59 с.
8. Про затвердження методики ідентифікації потенційно небезпечних об'єктів: наказ МНС № 98 від 23.02.2006 р // Офіційний вісник України. – 2006. – № 12.
9. Лисиченко Г.В. Державно-правове регулювання питань щодо системи управління техногенно-ecологічною безпекою потенційно небезпечних об'єктів Захист довкілля від антропогенного навантаження / Г.В. Лисиченко, Ю.С. Полькова, Т.В. Дудар. – Харків-Кременчук: 2008. – № 2. – С. 26–34.
10. Комп'ютерна система з ППНО (проект 7.20) / Проблеми ресурсу і безпеки експлуатації конструкцій, споруд та машин / В.А. Бабинець, С.М. Волошин, Г.В. Лисиченко, Б.В. Сліпченко, О.В. Фаррахов. – Ін-т електрозвар. ім. Є.О. Патона НАН України. – К. – 2006. – С. 464 – 469.
11. Лисиченко Г.В. Природний, техногенний та ecологічний ризику. Аналіз, оцінка. Управління / Г.В. Лисиченко, Ю.Л. Забулонов, Г.А. Хміль. – К.: Наук. думка, 2008. – 543 с.

Стаття надійшла до редакції 04.06.09.

УДК 656.71: 504.75 (045)

К.І. Кажан, асп.

КОРОТКОСТРОКОВЕ ТА ДОВГОСТРОКОВЕ ПРОГНОЗУВАННЯ ЕКОЛОГІЧНОЇ МІСТКОСТІ АЕРОПОРТІВ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

Досліджено вплив основних екологічних факторів – шуму та викидів забруднюючих речовин – на екологічну місткість аеропортів цивільної авіації. Подано методику прогнозування екологічної місткості з можливістю визначення оптимального складу парку літаків та сценаріїв розвитку аеропорту.

Impact of the main environmental factors – noise and air pollution – on the environmental capacity of civil aviation airports was investigated in the article. The method of environmental capacity forecasting taking into account opportunity of definition of optimal aircraft fleet and airport development scenarios was proposed.

авіаційний шум, викиди забруднюючих речовин, прогнозування екологічної місткості

Вступ

Серед екологічних показників авіаційний шум та викиди забруднюючих речовин (ЗР) стають головними факторами, що обмежують місткість аеропортів цивільної авіації. Для деяких аеропортів загальну місткість можна збільшити лише під час впровадження ефективної системи керування транспортом.

Аналіз досліджень та публікацій

Серед стратегічних цілей ІКАО для забезпечення стійкого розвитку цивільної авіації безпека польотів має найбільший пріоритет [1], тому прогнозування обсягів авіаційних перевезень здійснюють з урахуванням, перш за все, вимог безпеки польотів.

Проблемі прогнозування загальної місткості аеропортів цивільної авіації присвячені ґрунтовні дослідження [2; 3]. Детальну модель пропускну спроможності злітно-посадкових смуг (ЗПС) та маршрутів підльотів було побудовано фахівцями NASA та реалізовано в вигляді прикладної програми ASAC [2]. Втім, екологічні обмеження враховуються в таких моделях лише частково (передбачена можливість обмеження кількості операцій під час перевищення нормативів щодо шуму).

Останніми десятиліттями зі значним зростанням авіаційних перевезень в багатьох аеропортах через екологічні нормативи встановлюють додаткові, часом більш суворі обмеження щодо експлуатації повітряних кораблів (ПК). Тому врахування впливу таких факторів, як шум та викиди ЗР є важливим під час прогнозування ємності аеропортів.

Численні прикладні програми дозволяють оцінювати існуючий тиск на довкілля в районі аеропорту як на регіональному, так і на глобальному

рівнях, і визначати очікувані збільшення навантаження сценаріїв розвитку аеропорту (INM, EDMS та ін.) [4; 5; 6]. Проте, такі моделі не забезпечують можливість розробки рекомендацій для прийняття рішень щодо перспективних сценаріїв розвитку аеропорту та щодо розширення екологічної ємності шляхом застосування експлуатаційних методів.

Мета дослідження – розробка методики прогнозування екологічної ємності цивільної авіації з врахуванням найбільш чутливих факторів – шуму та викидів ЗР, з можливістю визначення оптимального режиму експлуатації аеропорту, парку ПК та сценаріїв розвитку аеропорту.

Короткострокове прогнозування

Складання короткострокових прогнозів пов'язане з такими параметрами функціонування аеропортів:

- як типи ПК, що експлуатуються;
- інтенсивність;
- експлуатації ПК в денний та нічний періоди;
- маршрути руху,
- методи зниження шуму та/або викидів;
- розміщення житлової забудови (вибір критичних зон) в околицях аеропорту.

Короткострокове прогнозування здійснюють на кілька тижнів чи місяців наперед (до одного року).

Відома загальна кількість ПК типу i – Q_i , гранично допустимий викид ПК – $C_{ГДВ}$ для ЗР k , а нормативні значення рівнів шуму в s контрольних зонах ($l=1, \dots, s$). Існує можливість використання x методів зниження шуму на місцевості та u методів зниження викидів ЗР. Перелічені умови записуємо в вигляді таких обмежень:

$$\sum_{j,m,x,y} T_{ijm}^{xy} = Q_i,$$

$$\sum_{i,j,m,x,y} T_{ijm}^{xy} q_{ijm}^{xy}(k) = C_{ГДВ}(k);$$

$$\sum_{i,j,m,x,y} T_{ijm}^{xy} P_{ijm}^{xy}(l) = 1, \quad (1)$$

де

T_{ijm}^{xy} – кількість ПК i -го типу, що рухаються за j -м експлуатаційним маршрутом із застосуванням x та y методів зниження шуму та емісії за метеоумов, характерних для місяця m ;

$q_{ijm}^{xy}(k)$ – викид k -ї ЗР під час прольоту T_{ijm}^{xy} ;

$$P_{ijm}^{xy}(l) = \frac{1}{T_0} 10^{0,1L_{Aijm}^{xy}(l) - 0,1L_{Aeq}(l)},$$

T_0 – тривалість періоду, що досліджують;

L_{Aijm}^{xy} – рівні шуму, що утворюються під час прольоту T_{ijm}^{xy} ;

$L_A(l)$ – нормативні рівні шуму в зоні l для періоду T_0 .

Важливим фактором під час цього виявляється набір метеорологічних параметрів – усереднених значень для кожного місяця року. Такі параметри, як температура, тиск, напрямок та швидкість руху вітру, враховуються на етапі оцінки рівнів шуму та забруднення повітря в околицях аеропортів. Вітрове завантаження аеропорту, частота повторюваності несприятливих напрямків вітру протягом року впливають на формування розкладу руху ПК та можливість застосування експлуатаційних процедур зниження шуму та емісії. Вони враховуються під час визначення нормованої частоти використання парку ПК:

$$v_{im} = ca_{im} b_m D_m S_m,$$

$$\sum_{i,m} v_{im} = 1, \quad (2)$$

де

c – коефіцієнт нормування;

a_{im} – апіорна оцінка частоти використання ПК i -го типу протягом місяця m ($m = 1, 12$);

b_m – частота використання заданого курсу зльоту протягом року, що визначається з аналізу вітрового режиму аеропорту;

D_m, S_m – відносні частоти повторюваності несприятливого напрямку вітру та кількості періодів заданої швидкості вітру.

Для вирішення задачі з обмеженнями (1) та (2) можна застосовувати ентропійний метод [7; 8], що дозволяє визначати найбільш імовірний розподіл ПК за маршрутами та доцільність використання процедур зниження шуму та емісії за умови максимуму ентропії системи:

$$S = \ln T! + \sum_{i,j,m,x,y} T_{ijm}^{xy} \left(\ln \frac{v_{im}}{T_{ijm}^{xy}} + 1 \right). \quad (3)$$

За умов дотримання обмежень (1) та (2) найбільш імовірний розподіл ПК визначаємо за ітеративною формулою [8]:

$$T_{ijm}^{xy} = \frac{v_{im} Q_i \exp \left[-\alpha q_{ijm}^{xy}(k) - \sum_l \beta_l P_{ijm}^{xy}(l) \right]}{\sum_{j,m,x,y} v_{im} \exp \left[-\alpha q_{ijm}^{xy}(k) - \sum_l \beta_l P_{ijm}^{xy}(l) \right]},$$

де множники Лагранжа α, β_l визначаються з умови (1).

Як приклад, прогнозування екологічної ємності міжнародного аеропорту цивільної авіації виконали на один рік ($m = 1, 12$) під час дотримання експлуатаційних $\sum_{j,m} T_{ijm} = Q_i$ та екологічних об-

межень, що забезпечують виконання нормативних рівнів шуму в зоні l $\sum_{i,j,m} T_{ijm} P_{ijm}(l) = 1$ без

урахування вимог щодо викидів ЗР.

Як експлуатаційний спосіб зниження шуму застосовано перерозподіл ПК за маршрутами. Оптимальний розподіл ПК за маршрутами визначається за формулою:

$$T_{ijm} = \frac{v_{im} Q_i \exp \left[-\sum_l \beta_l P_{ijm}(l) \right]}{\sum_{j,m} v_{im} \exp \left[-\sum_l \beta_l P_{ijm}(l) \right]}. \quad (4)$$

Вихідною інформацією для оцінки розподілу ПК за маршрутами є щоденний розклад руху ПК, прогнозні значення метеопараметрів та характеристики аеропорту. В аеропорту експлуатують 21 тип ПК ($i = 1, 21$) за 12 маршрутами ($j = 1, 12$). Для досліджуваного сценарію обрали одну контрольну зону $l = 1$. Оскільки розглядають етап зльоту в денний період часу, то нормативні рівні шуму для зони обмеження житлової забудови становлять 55 дБА.

Важливим елементом підходу є складання матриці значень частоти використання парку ПК v_{im} . Частота використання заданого курсу b_m визначається з аналізу вітрового режиму аеропорту за формулою

$$b_m = \frac{\sum_{m=1,12} k_m N_m}{100},$$

де

k_m – коефіцієнт експлуатації;

N_m – повторюваність напрямку вітрів для місяця m .

Якщо $k_m = 1$ можлива експлуатація ПК з заданим курсом під час переважаючого напрямку вітру, якщо $k_m = 0$ – неможлива.

Коефіцієнт експлуатації для заданого курсу зльоту (МК 360) дорівнює 1 для південно-східних, південних, південно-західних, західних напрямків вітру, $k_m = 0$ – для інших напрямків вітру [7]. Повторюваність несприятливих швидкостей вітру D/m визначаємо з таблиць щодо повторюваності вітру за градаціями швидкостей [9] обираючи дані для швидкостей 0–2 м/с (табл. 1).

Таблиця 1

Параметри для кожного місяця року

Місяць	b_m	D_m	W	S_m
1	0,589	0,254	80,6	0,194
2	0,553	0,268	77,8	0,222
3	0,565	0,296	85,2	0,148
4	0,443	0,261	83,5	0,165
5	0,464	0,364	87	0,13
6	0,473	0,389	90,8	0,092
7	0,515	0,443	89,6	0,104
8	0,392	0,472	93	0,07
9	0,537	0,394	85,3	0,147
10	0,629	0,335	84,2	0,158
11	0,790	0,237	79	0,21
12	0,693	0,205	79	0,21

Відносну частоту повторюваності періодів заданої швидкості вітру S_m (табл. 1) визначаємо на основі даних про вітрове завантаження аеропорту W за місяцями під час заданої бокової складової вітру 5 м/с за формулою [9]:

$$S_m = \frac{100 - W}{100}.$$

Ураховуючи дані щодо частоти використання парку ПК за місяцями (дані за 2008 р.) та коефіцієнт нормування c , отримуємо значення нормованої частоти використання парку v_{im} (табл. 2).

Таблиця 2

Нормована частота використання парку $v_{im} \cdot 1000$

i	m											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	3.7	6.3	3.1	1.8	0.7	2.2	2.3	1.6	4.9	4.2	5.0	3.8
2	4.6	3.1	3.9	2.4	1.4	2.7	3.0	2.1	4.9	5.3	6.2	3.8
3	4.6	2.1	4.7	2.4	1.4	2.7	2.3	2.1	4.9	5.3	6.2	4.7
4	5.5	4.2	5.5	1.8	5.6	1.6	2.3	2.9	5.9	6.3	11.	6.6
5	3.7	7.3	2.4	4.2	1.4	2.2	3.0	1.6	4.0	4.2	1.2	3.8
6	8.3	9.4	6.3	8.5	7.0	4.8	6.0	4.5	8.9	9.5	11.	9.5
7	14.	14.	11.	7.3	11.	9.1	14.	6.2	15.	17.	19.	15.
8	11.	11.	9.	5.5	10.	6.5	10.	5.3	12.	13.	16.	11.
9	7.4	12.5	6.3	4.2	7.7	4.3	6.8	3.3	8.9	8.5	10.	7.6
10	5.5	6.3	5.5	4.8	4.2	3.2	5.3	2.1	5.9	6.3	7.5	5.7
11	1.8	3.1	0.8	0.6	1.4	1.1	2.3	0.8	2.0	2.1	2.5	1.9
12	0.9	1.0	2.4	1.2	0.7	0.5	0.8	0.4	1.0	1.1	1.2	0.9
13	0.9	1.0	0.8	1.2	0.7	0.5	0.8	0.4	1.0	2.1	2.5	1.9
14	1.8	2.1	0.8	1.2	0.7	1.1	0.8	0.8	2.0	2.1	1.2	1.9
15	1.8	1.0	2.4	1.2	4.2	1.1	1.5	0.8	2.0	2.1	1.2	1.9
16	2.8	3.1	0.8	3.6	2.1	0.5	0.8	1.2	3.0	3.2	3.7	1.9
17	0.9	1.0	0.8	0.6	0.7	0.5	0.8	0.4	1.0	1.1	3.7	0.9
18	1.8	2.1	1.6	1.2	1.4	1.1	1.5	0.8	2.0	2.1	2.5	1.9
19	4.6	6.3	3.9	2.4	2.1	2.7	3.8	2.1	4.9	5.3	6.2	4.7
20	3.7	2.1	3.1	2.4	3.5	3.2	3.8	0.8	2.0	4.2	5.0	3.8
21	2.8	5.2	3.1	1.8	1.4	2.2	3.0	0.8	3.0	1.1	1.2	0.9

Розроблений ітераційний алгоритм рішення системи рівнянь (1) – (4), що базується на методі Ньютона–Рафсона, дозволяє визначити кількість ПК на маршрутах для кожного місяця року.

Оптимальний розподіл ПК для досліджуваної експлуатаційної ситуації отримано для коефіцієнта Лагранжа $\beta = 164$ на 111-й ітерації. Відносна похибка обчислень $\delta_l \leq 0,01$. Результати моделювання подано в табл. 3 (для місяця $m = 12$), узагальнені результати для кожного місяця року на рис. 1.

Таблиця 3

Розподіл ПК за маршрутами для місяця $m=12$

i	j											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	7	5	5	6	7	7	7	4	4	4	6	7
2	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
3	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4
4	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9
5	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7
6	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
7	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
8	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
9	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4
10	16	16	16	16	16	16	16	15	15	15	16	16
11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
12	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
13	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
14	3	2	2	3	3	3	3	1	1	1	3	3
15	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
16	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
17	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
18	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
19	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
20	14	14	14	14	14	14	14	14	14	14	14	14
21	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Су- ма	72	69	69	71	72	72	72	66	66	66	71	72

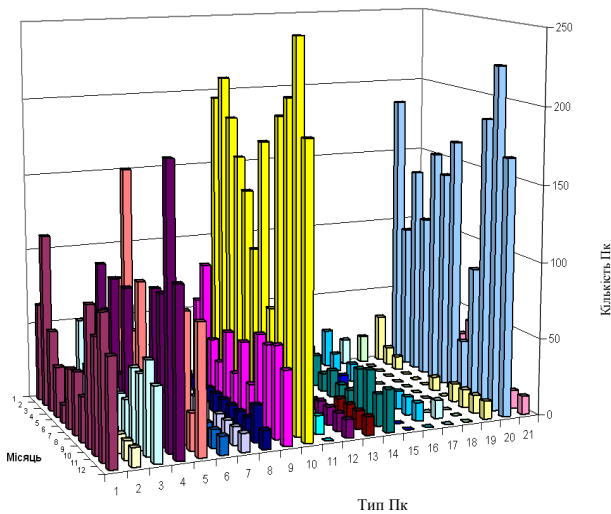
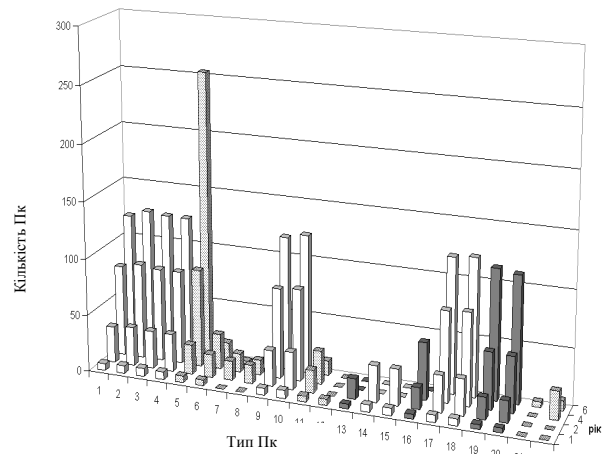


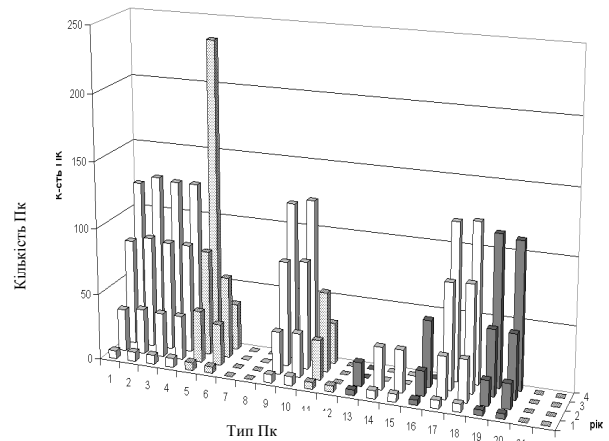
Рис. 1. Розподіл типів ПК за місяцями

Аналіз результатів короткотермінового прогнозування та дослідження експлуатаційних умов міжнародного аеропорту показав, що важливим фактором під час визначення екологічної ємності аеропорту є метеоумови.

Як показано на рис. 2, залежно від набору метеопараметрів, значення максимальної екологічної ємності може коливатися в межах $\pm 25\%$ за добу. Врахування метеоумов відбувається в два етапи: – під час визначення рівнів досліджуваного шуму в контрольних зонах (середньомісячні температура, тиск, швидкість вітру); – під час визначення коефіцієнтів нормування (превалюючий напрямок вітру, вітрове завантаження аеропорту та ін).



а



б

Рис. 2. Результати прогнозування T_{ir} для сценарію 1 (а) та сценарію 2 (б):

- регіональні ПК;
- далекомагістральні ПК;
- ПК місцевих авіаліній

Наприклад, максимальна акустична місткість для міжнародного аеропорту цивільної авіації становить 1055 для $m = 11$, мінімальна – 315 для $m = 8$ (табл. 3, рис. 1).

Для $m = 8$ маємо найбільшу частоту повторюваності несприятливих швидкостей вітру D_m , в той же час для $D_m m = 11$ має невисоке значення. Відповідно вітрове завантаження аеропорту S_m для місяця $m = 8$ – мінімальне.

Дослідження засвідчили, що оптимізований розподіл ПК за маршрутами за певних експлуатаційних умов дозволяє знизити навантаження на довкілля в околицях аеропортів до нормативних рівнів без застосування спеціальних прийомів пілотування [8]. Зокрема, для експлуатаційної ситуації, що досліджувалася, встановлено, що наступний перерозподіл ПК за маршрутами дозволяє максимально збільшити акустичну місткість (рис. 1): найменшу частоту експлуатації отримують маршрути $j = 8, 9$ – 5 % за рік, а найбільшу – 14 % – маршрути $j = 1, 6, 7, 12$.

Довгострокове прогнозування

Довгострокове прогнозування екологічної ємності передбачає визначення складу парку ПК терміном від одного до кількох десятків років на основі понять про загальну енергетичну оцінку парку ПК та оцінку сумарних викидів з врахуванням прогнозованих обсягів авіаційних перевезень для даного регіону. Очікувані обсяги авіаційних перевезень задаються в вигляді таких експлуатаційних обмежень:

$$\sum_{i,j,x,y} T_{ijr}^{xy} = T_r, \quad (5)$$

де

T_r – кількість ПК, що прогнозується в рік r прогнозу.

Екологічні обмеження враховують – обсяги викидів ЗР:

$$\sum_{i,j,x,y} T_{ijr}^{xy} q_{ij}^{xy}(k) = C_r(k), \quad (6)$$

C_r – обсяг викидів ЗР, що не може бути перевищена в рік r ;

– шум:

$$\sum_{i,j,x,y} T_{ijr}^{xy} \bar{b}_{ij}^{xy} = 1, \quad (7)$$

де

$$\bar{b}_{ij}^{xy} = B \cdot 10^{0,1 \cdot \text{EPNL}_{ij}^{xy}};$$

$$B = 10^{-0,1 \cdot \text{NEF}_r - 8,8}.$$

Під час оцінки впливу шуму ПК на місцевості можна застосувати поняття про еквівалентний (за критерієм NEF) парк літаків одного типу, які здійснюють той же вплив на довкілля, що і ПК різних типів, що експлуатуються.

Для денного періоду експлуатації:

$$\text{NEF}_r = 10 \lg \left[\sum_i T_{ir} \cdot 10^{0,1 \cdot \text{EPNL}_{ij}^{xy}} - 8,8 \right] \quad (8)$$

де

NEF_r – задана величина рівня NEF для року експлуатації r ;

EPNL_{ij}^{xy} – ефективний рівень шуму в контрольній зоні при прольоті ПК T_{ijr}^{xy} .

Визначаючи умовний екстремум ентропії під час виконанні умов (5)–(8), отримуємо найбільш ймовірний розподіл ПК за роками експлуатації:

$$T_{ijr} = \frac{T_r v_{ijr} \exp(-\alpha_r q_{ij}^{xy} - \beta_r \bar{b}_{ij}^{xy})}{\sum_{ij} v_{ijr} \exp(-\alpha_r q_{ij}^{xy} - \beta_r \bar{b}_{ij}^{xy})}, \quad (9)$$

v_{ijr} – апіорна оцінка частоти використання i -го типу ПК j -го маршруту в r -му році з врахуванням кількості пасажирів на борту та дальності польоту:

$$v_{ijr} = V_{vi} V_{ijr},$$

де

V_{ijr} – апіорна оцінка частоти використання i -м типом ПК j -го маршруту в r -му році:

$$V_{vi} = a_{vi} \cdot b_{vi};$$

$$a_{vi} = \frac{a_i}{a};$$

$$b_{vi} = \frac{b_i}{b},$$

a_i – середня дальність польоту типу i ;

a – середня дальність польотів всіх типів;

b_i – кількість пасажирів даного типу;

b – середня кількість пасажирів всіх типів.

V_{vi} – коефіцієнт, що враховує кількість пасажирів на борту i -го типу та дальність польоту ПК цього типу.

Таким чином, параметр v_{ijr} визначає сценарії розвитку аеропорту в наступні роки і через цей параметр можна керувати, наприклад, стратегією зміни парку ПК на акустично більш досконалий.

Під час прогнозування складу парку ПК в умовному аеропорті на шість років ($r = 1, 2, 4, 6$). Як екологічні обмеження встановлено необхідність дотримання сумарного для всіх типів значення параметру NEF та обсягів викидів на рівні першого року, тобто:

$$\text{NEF}^0 = \text{NEF}_1,$$

$$C_r = C_1$$

Контрольну зону обрано на відстані 6,5 км від торця ЗПС ($l = 1$). Експлуатаційні методи зниження рівня шуму та емісії не застосовуються

($j = 1, x = 1, y = 1$).

Модель прогнозування реалізовано для умовного аеропорту з врахуванням кількох екологічних факторів, що впливають на місткість:

- викиди оксидів азоту NO_x та шум;
- парникові гази (CO_2 та H_2O) та шум.

Розрахунок індексів емісії та обсягів викидів NO_x та парникових газів для типів ПК базувався на основі даних джерел [10; 11]. Індекс емісії для CO_2 встановлюється на рівні 3,15 кг CO_2 палива.

Прогнозування з врахуванням викидів NO_x та шуму

Вихідні дані щодо обсягів викидів $q(\text{NO}_x)$ та рівнів шуму EPNL для етапу зльоту подано в табл. 4, а коефіцієнти нормування та прогнозовані рівні авіаційних перевезень – в табл. 5 (сценарій 1).

Таблиця 4

Обсяги викидів NO_x , CO_2 та рівні шуму EPNL_i

i	Тип ПК	EPNL _i , EPNLdB	$q(\text{NO}_x)$, кг	$q(\text{CO}_2)$, т
1	B 727 200	104.3	9.8574	2.5997
2	B 737 300	83.6	5.2209	1.3582
3	B 737 400	85.2	7.1675	1.5884
4	B 737 500	83.8	5.2209	1.3582
5	B 737 800	87.5	9.4905	1.6020
6	B 767 300	90.3	21.912	3.2757
7	B 777 200	86.7	21.912	3.2757
8	B 777 300	90.6	21.912	3.2757
9	A319	84.1	7.1627	1.4016
10	A320	87.1	7.1051	1.3954
11	A330-301	90.4	26.634	3.5063
12	Ил-62	63.9	14.194	4.6570
13	Ту-134	97.6	6.6473	1.6301
14	Ту-154	104.3	10.148	3.5154
15	Як-42	100.2	6.7603	0.9353
16	Ан-24	83.4	0.6647	0.3820
17	MD82	92.4	9.4432	1.8681
18	DC950	99.9	6.7151	1.8253
19	ATR72	91.4	1.2311	0.3820
20	ERJ 145	77.4	2.3735	0.5840
21	A380	90.4	54.458	7.7566
22	B 747 400	94.1	40.6447	6.8856

Оптимальний розподіл ПК з урахуванням обмежень (5)–(10) для сценарію 1 отримано для коефіцієнтів Лагранжа:

$$\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = \alpha_4 = 1;$$

$$\beta_1 = \beta_2 = 1;$$

$$\beta_3 = 62;$$

$$\beta_4 = 304$$

на 416-й ітерації. Відносна похибка обчислень $\delta_l \leq 0,01$. Результати прогнозування сценарію 1 зображено на рис. 2, а.

Також досліджено альтернативний сценарій 2 зміни складу парку ПК, що не передбачає введення нових типів ПК в експлуатацію ($v_{ir} = \text{const}$, за виключенням:

$$v_{7r} = v_{8r} = v_{21r} = v_{22r} = 0;$$

$$v_{12,2} = v_{12,3} = v_{12,4} = 0;$$

$$v_{13,3} = v_{13,4} = 0; v_{14,3} = v_{14,4} = 0;$$

$$v_{16,4} = 0; v_{15,3} = v_{15,4} = 0).$$

Оптимальний склад парку ПК для сценарію 2 показано на рис. 2, б.

Таблиця 5

Коефіцієнти нормування v_{ij} та прогнозовані рівні авіаційних перевезень T_r

i	r			
	1	2	3	4
1	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
2	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
3	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
4	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
5	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
6	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
7	0.0	0.0526	0.0588	0.0588
8	0.0	0.0526	0.0588	0.0588
9	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
10	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
11	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
12	0.0556	0.0	0.0	0.0
13	0.0556	0.0526	0.0	0.0
14	0.0556	0.0526	0.0	0.0
15	0.0556	0.0526	0.0	0.0
16	0.0556	0.0526	0.0588	0.0000
17	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
18	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
19	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
20	0.0556	0.0526	0.0588	0.0588
21	0.0	0.0	0.0	0.0588
22	0.0	0.0	0.0588	0.0588
T_r	100	500	1000	1500

Коефіцієнти Лагранжа

$$\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = 1;$$

$$\alpha_4 = 23;$$

$$\beta_1 = 1;$$

$$\beta_2 = 24;$$

$$\beta_3 = 113;$$

$$\beta_4 = 945.$$

Відносна похибка обчислень $\delta_l \leq 0,01$.

У результаті дослідження сценаріїв розвитку аеропорту на довгостроковий період із врахуванням рівнів шуму та обсягів викидів NO_x встановлено, що:

– зміна складу парку ПК залежить від параметру v_{ir} , що визначає стратегію довгострокового розвитку аеропорту;

– визначення параметру v_{ir} відбувається незалежно від рівнів шуму та емісії в околицях аеропорту;

– порівняння сценаріїв розвитку 1 та 2 показало, що зміна стратегії розвитку аеропорту значно впливає на склад парку ПК та здійснюваний вплив на довкілля.

Поступове введення в експлуатацію нових далекомагістральних ПК з великою пасажиромісткістю ($i = 7,8,21,22$) дозволяє змінювати типи ПК, що перебувають в експлуатації тривалий період, (наприклад, $i = 12$), або ж збільшити кількість пасажирів та багажу ($i = 6,11$) (рис. 2). За будь-якого сценарію використання серед далекомагістральних ПК типу $i = 5$ (B 737 800) виявляється найбільш ефективним не лише з погляду рівнів екологічного навантаження, але й з врахуванням пасажиромісткості та максимальної дальності польоту. Досить високі індекси емісії NO_x для типів $i = 7,8$ не дають можливість застосовувати ці типи в великому обсязі.

Для ПК, що призначені для місцевих авіаційних перевезень не досягнуто максимальної ємності за екологічними параметрами для обох сценаріїв розвитку аеропорту. Певну перевагу має тип ПК $i = 19$ (ATR72), експлуатація якого здійснює помірні рівні шуму, а турбогвинтові двигуни мають невисокі індекси емісії для NO_x .

Для заданих експлуатаційних умов та сценаріїв розвитку парку ПК, регіональні ПК розподілені рівномірно для всіх чотирьох прогнозованих років, що свідчить про можливість збільшення обсягів руху ПК цієї групи без перевищення заданих рівнів шуму та викидів.

Прогнозування з врахуванням викидів парникових газів та шуму

Вихідні дані для дослідження сценарію з розвитку аеропорту щодо очікуваних обсягів перевезень подано в табл. 5, а рівні шуму EPNL та обсяги викидів CO_2 для етапу зльоту – в табл. 4. Результати прогнозування, що враховують сукупний вплив викидів CO_2 та рівнів шуму в районі аеропорту показано на рис. 3.

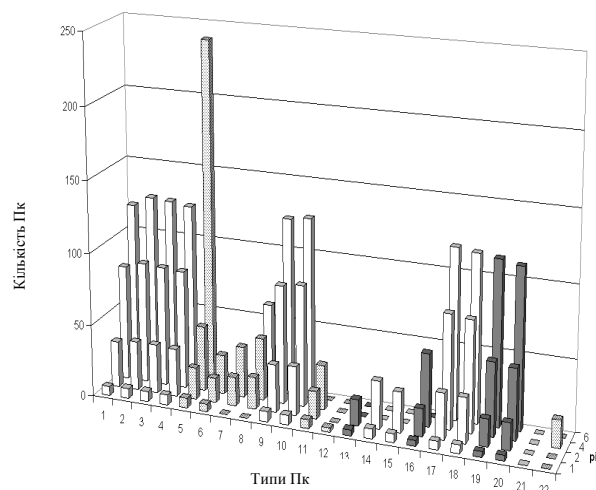


Рис. 3. Результат прогнозування T_{ir} , сценарій 3:

- – регіональні ПК;
- ▤ – далекомагістральні ПК;
- – ПК місцевих авіаліній

Коефіцієнти Лагранжа:

$$\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = \alpha_4 = 1;$$

$$\beta_1 = 1;$$

$$\beta_2 = 8;$$

$$\beta_3 = 567,$$

$$\beta_4 = 1121.$$

Відносна похибка обчислень $\delta_l \leq 0,01$.

Як бачимо з рис. 3, в цілому склад парку ПК, прогнозований з врахуванням викидів CO_2 , корелює з результатами прогнозування для NO_x (рис. 2, а), хоча існують певні принципові відмінності. Зокрема, зменшення частки в загальному складі парку таких типів як $i = 6,7,11,21,22$ спостерігаємо для $r = 4$ порівняно з прогнозом з параметром NO_x . Це пов'язано з конструктивними особливостями двигунів ПК, які мають великі витрати палива, що збільшує загальний обсяг викидів CO_2 .

Найбільша частка серед далекомагістральних ПК, як і для сценаріїв 1 та 2, буде припадати на $i = 5$, але, на відміну від них, збільшиться кількість ПК типу $i = 8$ – на 25 %. Серед регіональних ПК спостерігаємо незначне збільшення частки ПК типу $i = 9$ на фоні зниження кількості $i = 18$.

Результати прогнозування для парів води будуть аналогічними до сценарію 3, оскільки індекси емісії для H_2O пропорційні індексам емісії CO_2 .

Висновки

Сформульовано основні етапи методики прогнозування екологічної ємності аеропортів цивільної авіації на основі ентропійного методу. Досліджено особливості прогнозування в короткотерміновий та довгостроковий періоди. У межах поданого підходу можливе не лише визначення максимальної екологічної місткості аеропорту, але й розроблення рекомендацій щодо зниження тиску на довкілля в районі аеропорту до нормативних рівнів, або ж підвищення екологічної місткості – за рахунок застосування експлуатаційних процедур зниження рівнів шуму та емісії (короткотермінове прогнозування) або за рахунок коригування стратегії зміни складу парку ПК (довгостроковий період).

До переваг підходу також можна віднести оцінку сукупного впливу шуму та викидів ЗР на околиці аеропортів цивільної авіації, а також врахування додаткових експлуатаційних чи екологічних обмежень.

Результати прогнозування, виконані в роботі, дозволили зробити такі висновки:

- метеорологічні умови в районі аеропорту можуть мати вагомий вплив на визначення максимальної екологічної ємності;
- застосування понять про загальну енергетичну оцінку парку ПК та сумарний викид ЗР оптимізує дослідження альтернативних сценаріїв розвитку аеропорту;
- урахування пасажиромісткості та дальності польотів ПК рекомендується під час довгострокового прогнозування;

– для комплексної оцінки впливу авіатранспортних процесів для довгострокових прогнозів необхідно враховувати викиди парникових газів.

Результати дослідження планують взяти за основу під час розроблення моделі екологічної місткості аеропорту.

Література

1. *Strategic objectives of ICAO for 2005-2010. Consolidated vision and mission statement.* – 3 p. // http://www.icao.int/icao/en/strategic_objectives_2005_2010_en.pdf
2. *NASA/CR-1998-207659. The Aviation System Analysis Capability. Airport Capacity and Delay Models.* – April 1998. – 74 p.
3. *Feasibility of coupling of an Airport capacity model to Airport noise model / L. Montrone, J.F.M. Wubben, A.J.C. Roeloffs, P. Vogel.* – 2001. – 9 p. // <http://www.nlr.nl/smartsite.dws?id=4391>
4. *Lépinay Iv. Assessing Environmental Tradeoffs in Flight Operations. Lessons Learnt and Ways Forward / Iv. Lépinay, N. Duchene, G. Benderli // Proc. Symposium on Aviation Environmental Tradeoffs and Interdependencies.* – Kiev, Ukraine. – 2008.
5. *Integrated noise model (INM). Version 5.0. User's guide.* – Technical Information Center. – Springfield, VA. – 1995. – 339 p.
6. *Emissions and Dispersion Modeling System (EDMS). User's Manual.* – Washington, DC. – 2008. – 156 p. // http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/aep/models/edms_model/media/EDMS%20User%20Manual.pdf
7. *Вильсон А. Дж. Энтропийные методы моделирования сложных систем / Дж. А. Вильсон.* – М.: Наука, 1978. – 248 с.
8. *Кажан К.І. Застосування ентропійного методу для вибору оптимальних за шумом режимів експлуатації повітряних кораблів в аеропортах цивільної авіації / К.І. Кажан // Вісник НАУ. – 2007. – №2. – С.71–75.*
9. *Климатическая характеристика аэропорта Борисполь.* – К., 1989. – 282 с.
10. *Emission Inventory Guidebook/December, 2006.* – B851-1 – 33 p. // <http://www.eea.europa.eu/publications/EMEP-CORINAIR4/B851vs2.4.pdf>
11. *ICAO Engine Emissions Data Bank Issue 15C* // <http://www.caa.co.uk/default.aspx?catid=702>

Стаття надійшла до редакції 07.09.09.

УДК 504.054(45)

К.В. Синило, асист.

ПОРІВНЯННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ МОДЕЛЮВАННЯ СТРУМЕНЯ ВІДПРАЦЬОВАНИХ ГАЗІВ ЗА КОМПЛЕКСНОЮ МОДЕЛЛЮ НАУ ТА ПРОГРАМОЮ FLUENT 6.3

Надано результати числового моделювання за програмою Fluent 6.3 струменя відпрацьованих газів від авіаційного двигуна, який викидається поблизу земної поверхні у напрямку вітру. Поставлена задача відповідає моделі супутного обмеженого струменя.

There are represented results of numerical simulations due to program Fluent 6.3 of fulfilled gases jet from aircraft engine. Jet was released close the ground in wind direction. Considered task is corresponding to wall slipsream.

авіаційний двигун, забруднення атмосферного повітря, моделювання емісії, обмежений струмінь, оцінка дисперсії викидів, струмінь відпрацьованих газів, супутний струмінь

Вступ

Експлуатаційні операції аеропорту суттєво впливають на якість атмосферного повітря (АП) як на території, так і навколо аеропорту. Ця проблема загострюється зі зростанням кількості повітряного транспорту та міжнародних перевезень, а також суспільною стурбованістю.

Дослідження структури турбулентних струменів є важливою та актуальною темою за останні роки. Інтерес у цій сфері обумовлено проблемами навколишнього середовища відповідно до викидів від наземного та повітряного транспорту. Використання досвіду та результатів моделювання турбулентних струменів для оцінки параметрів динаміки струменя від авіаційного двигуна (АД) обумовлює підвищення точності існуючих моделей оцінки розсіювання домішок забруднюючих речовин (ЗР) в атмосферному повітрі.

Розроблено три моделі оцінки якості АП на території аеропорту відповідно до міжнародної практики:

LASPORT – система моделювання емісії АД та оцінки дисперсії викидів в АП, яка базується на моделі Лагранжу [1];

EDMS – система моделювання емісії АД та оцінки дисперсії викидів в АП, яка ґрунтується на моделі Гауса [2];

ALAQS – система моделювання оцінки емісій всіх джерел забруднення АП на території аеропорту, у тому числі повітряних кораблів, розроблена організацією Eurocontrol [3].

На підставі програмного забезпечення Fluent 6.3 [4] здійснено числове моделювання супутного струменя поблизу обмежувальної поверхні.

Поставлена задача відповідає моделі струменя відпрацьованих газів від АД, що викидається у напрямку вітру поблизу земної поверхні.

Моделювання супутного струменя за програмою Fluent 6.3

На підставі програмного забезпечення Fluent 6.3 здійснено числове моделювання супутного струменя поблизу обмежувальної поверхні (надстеляючий струмінь). Ця задача відповідає моделі струменя відпрацьованих газів від АД, який викидається у напрямку вітру поблизу земної поверхні.

Моделювання виконано для струменя круглого розтину (діаметр 1 м) на висоті 3,5 м від земної поверхні.

Напрямок руху модельованого струменя та оточуючого середовища збігається, що відповідає моделі супутного струменя. При цьому швидкість оточуючого потоку (вітру) становить 2 м/с. Числове моделювання супутних струменів було виконано програмою Fluent 6.3 для тривимірної задачі з урахуванням вихідних умов (табл.1).

Таблиця 1

Початкові граничні умови для числового моделювання за програмою Fluent 6.3

Швидкість струменя U_{jet} , м/с	50	100	200	300	400	–
Температура струменя T_{jet} , К	343	373	423	473	573	673

Для виконання числового моделювання побудовано розрахункову сітку за допомогою підпрограми Gambit.

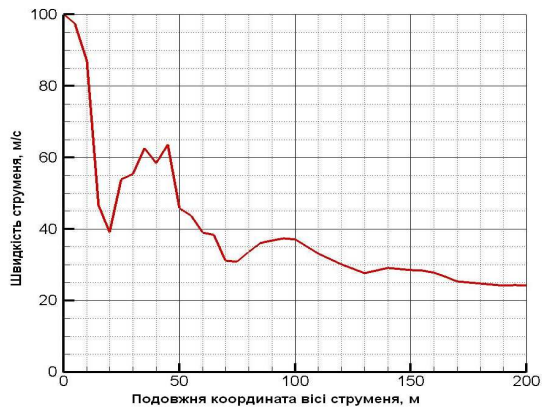
Для розв'язання основних рівнянь гідротермодинаміки наведених обмежених струменів використано числовий метод LES, який виконує детальний розрахунок і прогноз миттєвих характеристик потоку, а також забезпечує рішення турбулентності.

Застосування моделі LES збільшує точність та збіжність розв'язання, що обумовлено результатом детального розрахунку основних компонентів турбулентного потоку (вихрової структури) поблизу обмежувальної поверхні. З урахуванням наведених початкових умов, всі рішення збігаються, що підтверджує графік величин нев'язок. Кількість ітерацій становило 13 000.

Аналіз результатів моделювання програми Fluent 6.3 для супутних струменів

На підставі отриманих результатів розрахунку для досліджених супутних струменів та програми TecPlot побудовано:

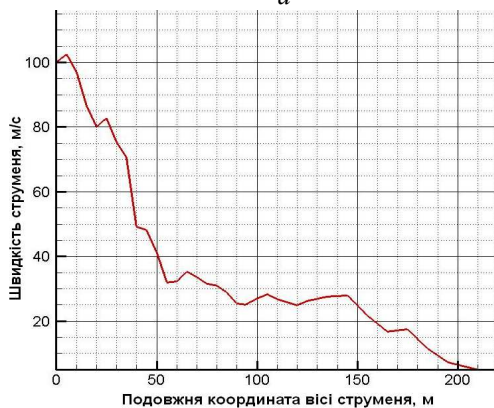
- профіль максимальної швидкості, тобто вісь струменю (рис. 1);
- вертикальний профіль швидкості (рис. 2);



а



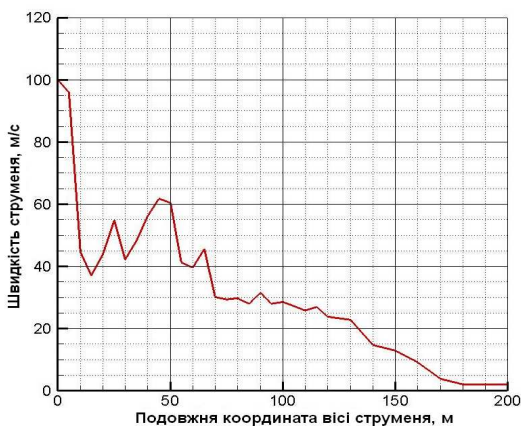
б



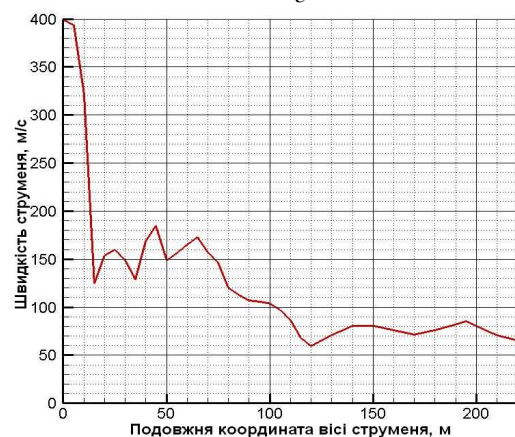
в



г

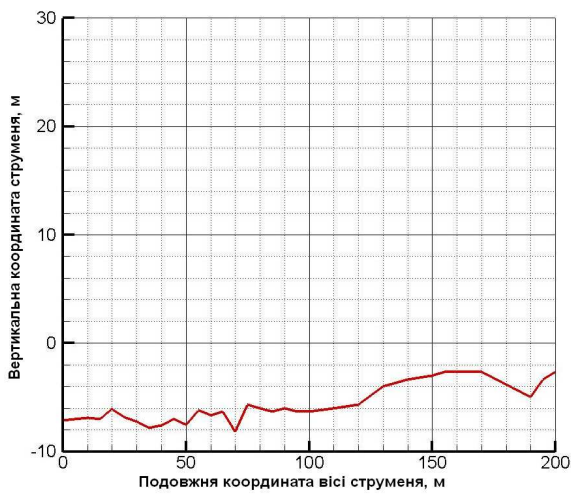


д

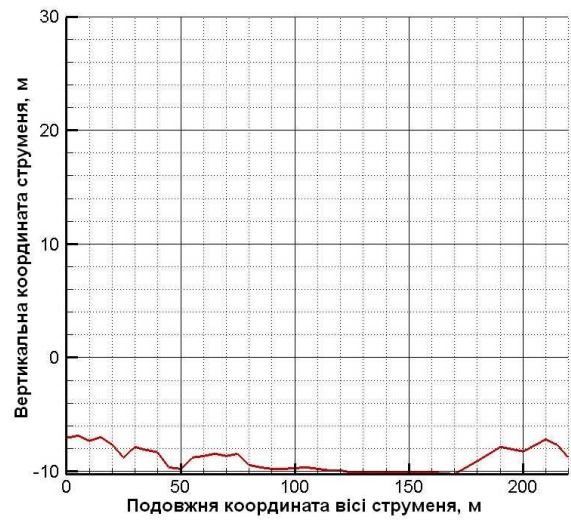


е

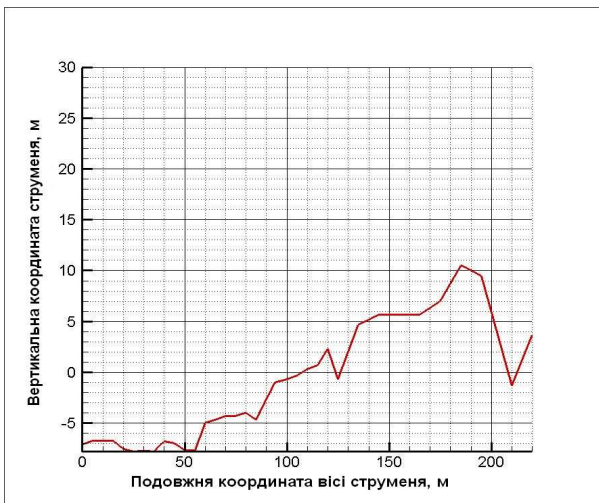
Рис.1. Профілі максимальної швидкості для супутних обмеженого струменя (вісь струменя) з початковою швидкістю 100, 400 м/с для початкової температури 343 К (а, б), 473 К (в, г), 673 К (д, е)



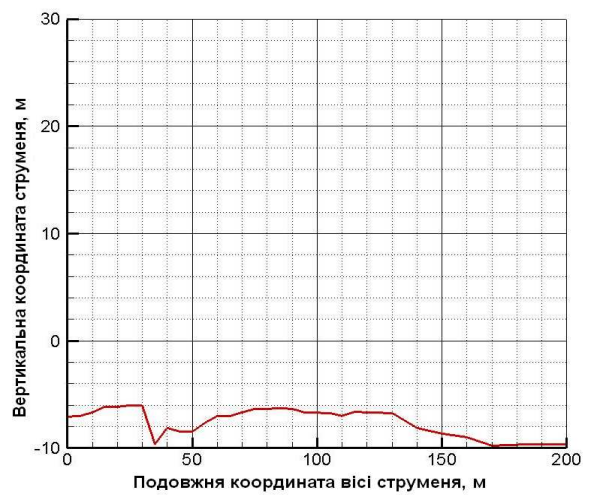
a



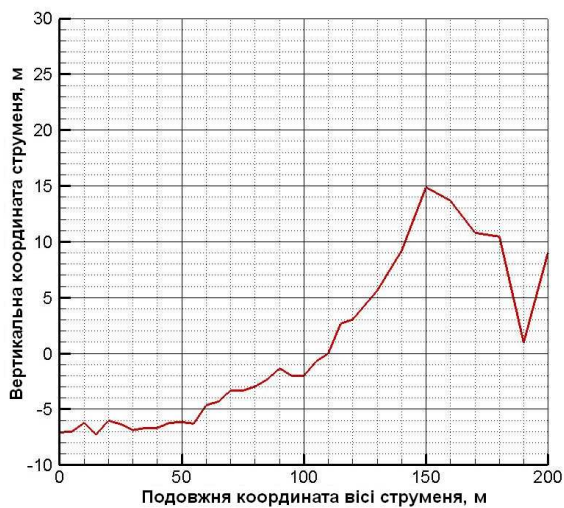
б



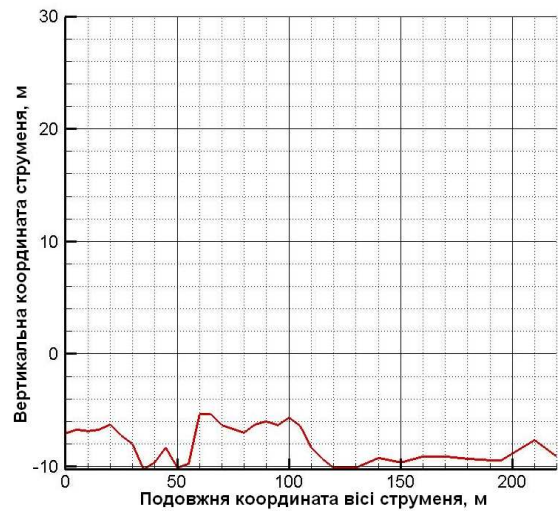
в



г



д



е

Рис. 2. Параметри розповсюдження для обмежених супутних струменів з початковою швидкістю 100, 400 м/с для початкової температури 343 К (*a, б*), 473 К (*в, г*) 673К (*д, е*)

– контури температури (рис. 3, 4), швидкості (рис. 5, 6) та турбулентної в'язкості (рис. 7, 8) для модельованого потоку.

Наведені контури та графіки виконаного чисельного моделювання дозволяють відстежити такі закономірності у характері поведінки супутного обмежувального струменя:

– падіння швидкості впродовж осі струменю прямопропорційна віддаленню від виходу струменя (рис. 1);

– ефект плавучості, який виникає внаслідок перевищення температури струменя над температурою навколишнього середовища. Підйом струменя спостерігається на основній ділянці струменя (рис. 2 (а,в,г); рис. 3, рис. 5, рис. 6, 7);

– ефект Коанди – прилипання струменя до підстеляючої поверхні, внаслідок зниження тиску та розрядження потоку поблизу поверхні, в результаті струмись прилипає до поверхні та рухається вздовж неї (рис. 2 (б,г,д); рис. 4, рис. 6, рис. 8);.

Присутність обмежувальної поверхні (стінки) обумовлює виникнення ефекту Коанди – прилипання струменю газів до стінки.

Цей ефект пояснюється тим, що обмежувальна поверхня перешкоджає надходженню повітря. Внаслідок цього потік поблизу стінки розряджається і формується область пониженого тиску під струменем газів. Поєднані області високого тиску та області пониженого тиску під струменем газів призводить до зрушення струменя в напрямку обмежувальної поверхні під впливом сил тяжіння.

Відповідно до результатів моделювання для струменів поблизу поверхні, динаміка, структура і характер розвитку потоку визначається взаємодією двох протилежних ефектів:

- ефект плавучості;
- ефект Коанди.

Перевага одного з них визначає характер поведінки струменя – спливання або прилипання.

Шарп та Вяз [4] у своїх дослідженнях відмічали, що ефект прилипання потоків газів до обмежувальної поверхні на значних відстанях спостерігається доти, доки ефект плавучості не призводить до відриву струменя від стінки та спливанню його над поверхнею.

Синклар [4] визначив параметри, які відіграють важливу роль під час відриву струменя від поверхні, а саме щодо подолання ефекту присипання:

- температура струменя;
- швидкість струменя;
- геометрія сопла викиду струменя (віддаленість сопла від поверхні).

Температура та діаметр викиду струменя мають суттєвий вплив на відрив струменя від поверхні, оскільки є базовими компонентами архімедових сил. Чим вище температура викиду та діаметр сопла, тим швидше відбудеться відрив.

Наведені параметри також підтверджуються роботами Рамсдале та Тікле[6], які в своїх дослідженнях розглядали вплив величини відношення швидкості струменя до швидкості оточуючого середовища та геометрії викиду струменя на характер його поведінки, а саме відрив струменя від обмежувальної поверхні.

Так, у випадку високих швидкостей струменя, довжина прилипання струменя до стінки зростає, а відрив загальмовується та слабшає.

Результати моделювання підтверджують наведений факт. За значних швидкостей струменя 300, 400 м/с спостерігається прилипання струменя до обмежувальної поверхні (рис. 3, з, д, е, рис. 4, з, д, е, рис. 5, з, д, е), тоді, як за незначних швидкостей 50, 100 м/с домінує спливання струменю у межах основної ділянки (рис. 3, а, б, в, рис. 4, а, б, в, рис. 5, а, б, в)

Присутність обмежувальної поверхні вносить зміни в характер турбулентності потоку, а отже, й у вихрову структуру потоку. Формування ламінарного підшару призводить до значної в'язкості поблизу обмежувальної поверхні.

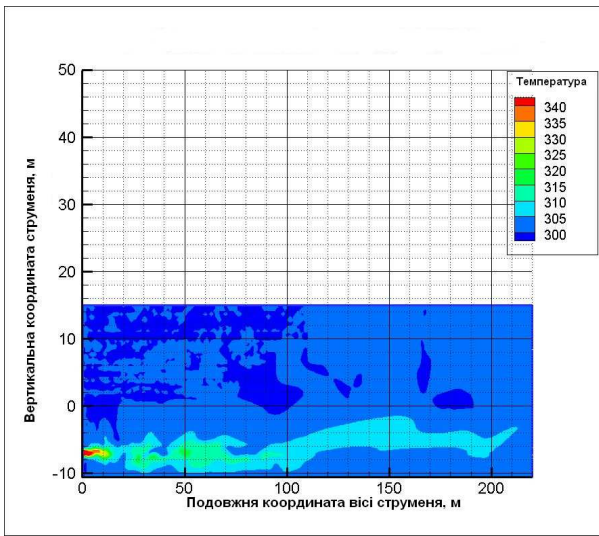
Контури турбулентної в'язкості (рис. 5), на підставі виконаного моделювання, підтверджують вплив підстеляючої поверхні на характер розвитку супутного струменя, а саме його зсування у напрямку поверхні. У випадку домінування ефекту плавучості у супутних обмежених струменях, контури турбулентної в'язкості відображають протилежну тенденцію, а саме, підйом струменя над підстеляючою поверхнею.

Отже, розвиток обмеженого струменя відбувається за такою схемою (механізму): струмінь зміщується в напрямку поверхні та прилипає до неї під дією ефекту Коанди. Швидкість потоку зменшується під час віддалення від виходу струменя. Вихрі, спричинені присутністю поверхні також зменшуються (від'ємна складова завихренності), а потім вступають в дію сили плавучості (позитивна складова завихренності), які викликають відрив струменя.

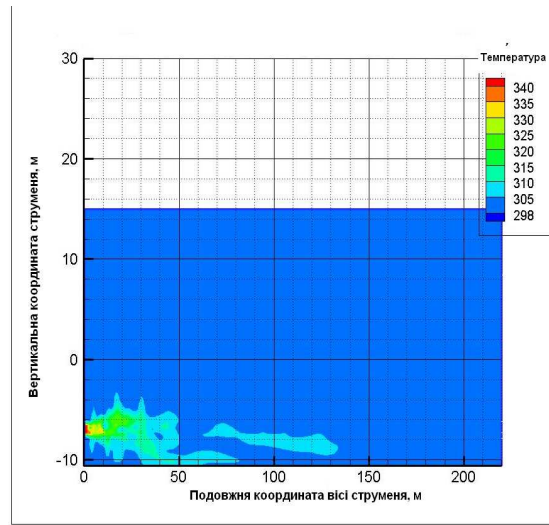
Оцінка ефекту плавучості супутних обмежених струменів відповідно до комплексної моделі НАУ та числового моделювання Fluent 6.3

З урахуванням заданих початкових умов (табл. 1) визначено висоту спливання супутних обмежених струменів за допомогою комплексної моделі НАУ та на підставі результатів числового моделювання за програмою Fluent 6.3. Також визначено подовжню та вертикальну координату скривленої ділянки струменя, внаслідок дії архімедових сил.

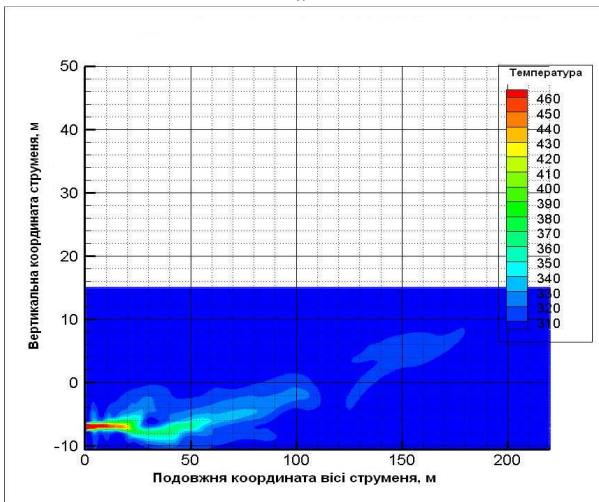
Результати розрахунку наведено у табл. 2.



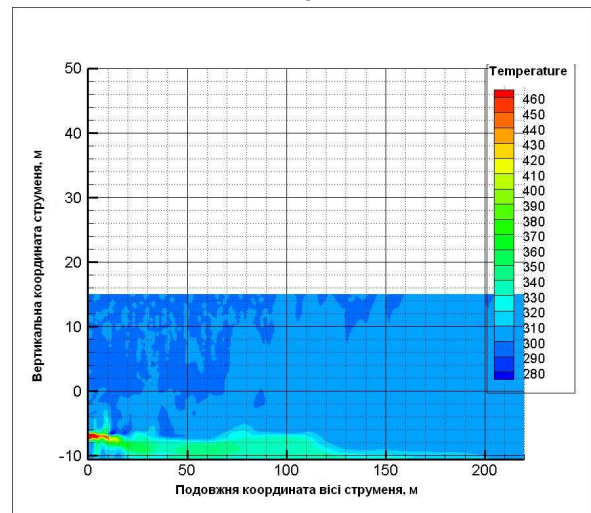
a



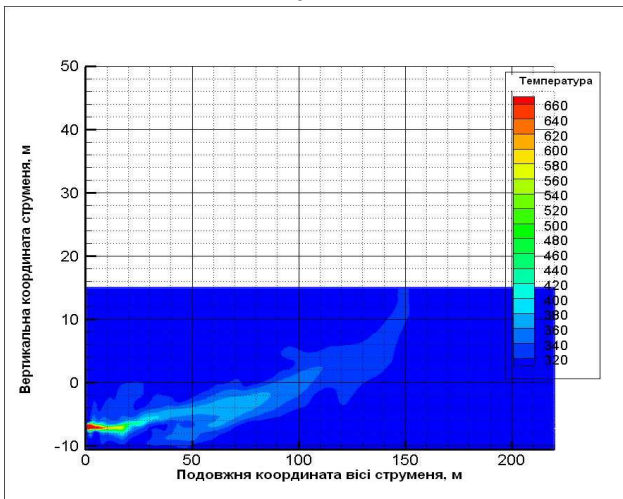
z



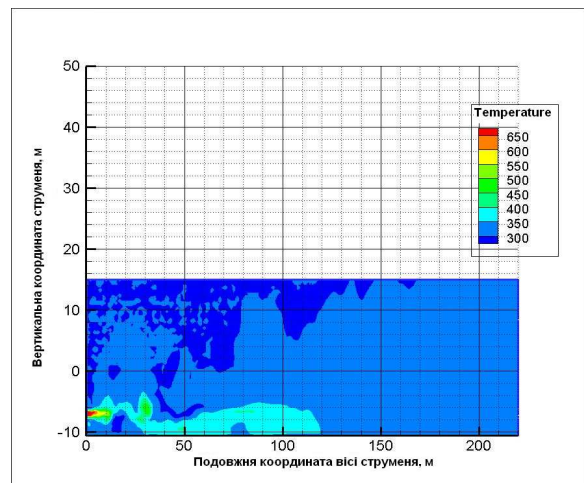
b



d



e



e

Рис. 3. Контури температури для супутніх обмежених струменів для початкової температури 343 К (*a, z*), 473 К (*b, d*), 673 К (*e, e*):

a, b, e – початкова швидкість 100 м/с;

z, d, e – початкова швидкість 400 м/с

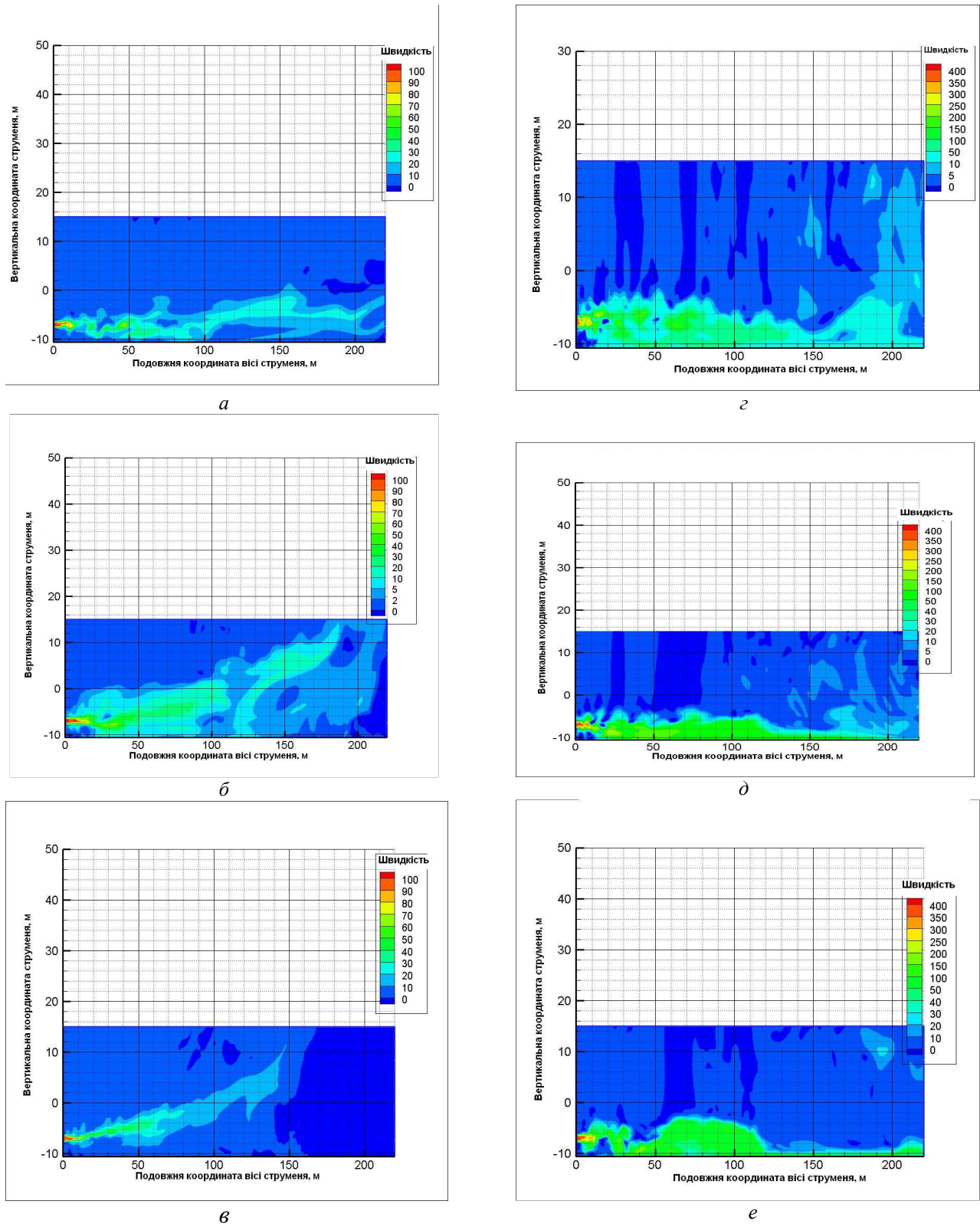
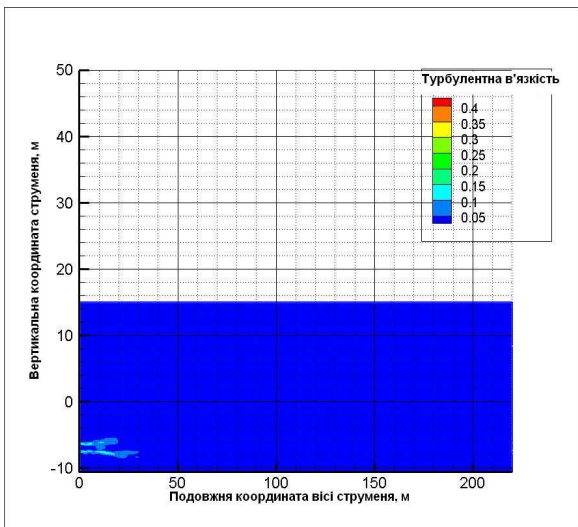


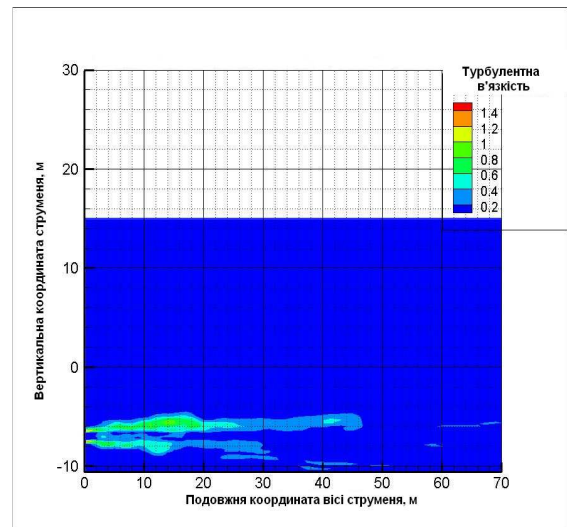
Рис. 4. Контури швидкості для супутніх обмежених струменів для початкової температури 343 К (а, з), 473 К (б, д), 673 К (е, е):

а, б, е – початкова швидкість 100 м/с;

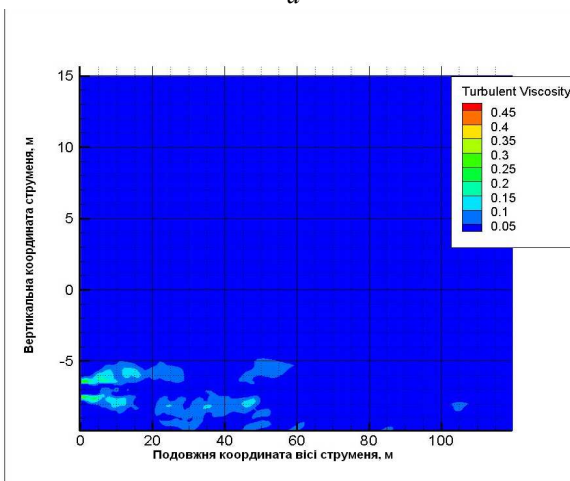
з, д, е – початкова швидкість 400 м/с



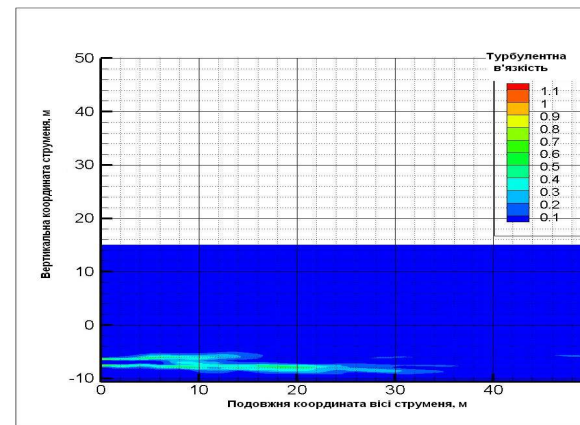
a



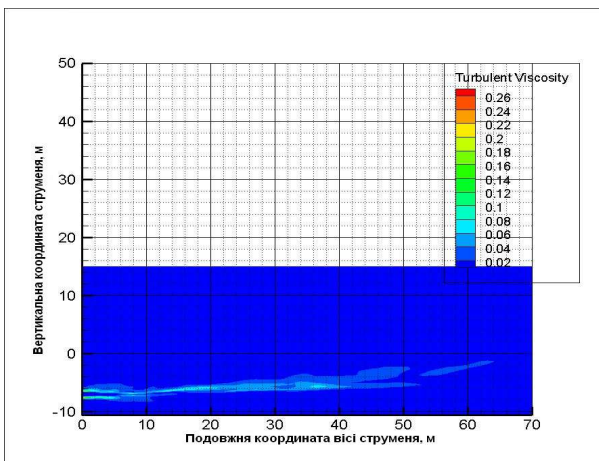
z



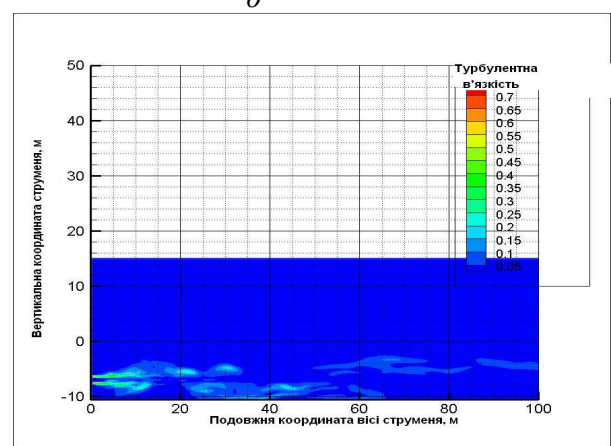
б



д



в



е

Рис. 5. Контури турбулентної в'язкості для супутніх обмежених струменів для початкової температури 343 К (*a, z*), 473 К (*б, д*), 673 К (*в, е*):

a, б, в – початковою швидкістю 100 м/с;

z, д, е – початковою швидкістю 400 м/с

Таблиця 2

Оцінка ефекту плавучості супутних обмежених струменів відповідно до комплексної моделі НАУ та чисельного моделювання Fluent 6.3

Начальні параметри струменю		Чисельне моделювання програмою Fluent 6.3			Комплексна модель НАУ		
Швидкість, м/с	Температура, К	Висота ефекту плавучості dH, м	Ветикальна координата осі струменя Z _E	Подовжня координата X, м	Висота ефекту плавучості dH, м	Ветикальна координата осі струменя Z _E	Подовжня координата X, м
50	343	17.0	20.5	110.5	11.61	15.11	74.83
100	343	5.5	9.0	160	22.99	26.49	149.65
200	343	8.0	11.5	220	45.98	49.48	299.25
300	343	Не зафіксовано			68.96	72.46	448.9
400	343	Не зафіксовано			175.48	178.98	509.7
50	373	17.1	20.6	75	16.31	19.81	71.75
100	373	7.5	11.0	170	32.25	35.75	143.5
200	373	14.5	18.0	220	64.19	67.69	287.0
300	373	Не зафіксовано			96.10	99.6	430.45
400	373	Не зафіксовано			175.48	178.98	509.7
50	473	21.5	25.0	85.0	22.37	25.87	63.7
100	473	17.5	21.0	185.0	44.15	47.65	127.4
200	473	Не зафіксовано			87.74	91.24	254.85
300	473	Не зафіксовано			131.90	135.40	382.25
400	473	Не зафіксовано			175.78	179.28	509.70
50	573	21.0	24.5	85.0	23.21	26.71	57.90
100	573	20.5	24.0	190.0	46.24	49.74	110
200	573	Не зафіксовано			92.84	96.35	200
300	573	Не зафіксовано			138.57	142.07	347.3
400	573	Не зафіксовано			184.9	188.4	399.5
50	673	17.5	21.0	75.0	23.11	26.61	45.0
100	673	22.0	25.5	150	46.24	49.74	106.85
200	673	Не зафіксовано			92.47	95.97	180.0
300	673	Не зафіксовано			137.90	141.40	320.5
400	673	Не зафіксовано			184.18	187.68	854.0

Відповідно до результатів моделювання знайдено залежність виникнення ефекту плавучості від швидкості струменя.

Так, у випадку незначних швидкостей струменя 50, 100 м/с спостерігається спливання струменя у межах основної ділянки, що підтверджує, комплексна модель НАУ та Fluent 6.3.

За значних швидкостях струменю 200, 300, 400 м/с спостерігається прилипання струменя до обмежувальної поверхні, довжина прилипання струменя до стінки зростає, а відрив уповільнюється,

слабшає та не спостерігається, відповідно до результатів числового моделювання

Побудовані профілі, контури швидкості, температури та турбулентної в'язкості, на підставі виконаного нестационарного рішення програмою Fluent 6.3, відображають динаміку розвитку потоку тільки у межах розрахункової зони (30×30×220).

Отже, у випадку наведених високих швидкостей чисельне моделювання відображає тільки ефект Коанди, який у даній ситуації домінує та спостерігаються у межах розрахункового об'єму.

Ефект плавучості та відрив струменя від обмежувальної поверхні чисельне моделювання не фіксує, внаслідок обмеженості розрахункової зони (комп'ютерного ресурса).

Відрив струменю та переваження сил плавучості за вказаних швидкостях настає на значних відстанях від виходу струменя, що підтверджує комплексна модель НАУ.

Висновки

Відповідно до виконаного моделювання за програмою Fluent 6.3 та комплексною моделлю «НАУ» розвиток обмеженого струменя відбувається за наступною схемою: струмінь зміщується в напрямку поверхні та прилипає до неї під дією ефекту Коанди. Швидкість потоку зменшується під час віддалення від вихору струменя. Вихрі, спричинені присутністю поверхні також зменшуються (від'ємна складова завихренності), а потім вступають в дію сили плавучості (позитивна складова завихренності), які викликають відрив струменя.

Відповідно до результатів комплексної моделі НАУ, чим більша початкова швидкість струменю, тим більша величина прилипання та віддаленість відриву струменя від його виходу.

Література

1. Janicke Consulting. LASPORT version 1.3 Reference Book, November 2005, 93 .
2. Emissions and Dispersion Modelling System (EDMS) Reference Manual. FAA-AEE-01-01. U.S. Department of Transportation Federal 3. Aviation Administration, Washington, D.C. CSSI, Inc., Washington, D.C. September 2002.
3. Peeters S. ALAQS-AV Application Reference Manual, Eurocontrol Experimental Centre, 2003.
4. ALAQS CFD Comparison of Buoyant and Non-Buoyant Turbulent Jets, EUROCONTROL Experimental Centre ALAQS, School of Engineering and Design, Brunel University, UK.
5. FLUENT 6.2 User's Manual (2003), Fluent Inc, Lebanon, NH, USA
6. Townsend A.A. The Structure of Turbulent Shear Flow / A.A. Townsend // Cambridge Monographs on Mechanics and Applied Mathematics. – Cambridge University Press.

Стаття надійшла до редакції 01.10.09.

ФІЗИКО-МАТЕМАТИЧНІ НАУКИ

УДК 550.3:519.6 (045)

Н.І.Бахова, к.ф.-м.н., доц.

ОБЧИСЛЮВАЛЬНИЙ ЕКСПЕРИМЕНТ У СУЧАСНІЙ ГЕОФІЗИЦІ

Досліджено сучасні методи планування обчислювального експерименту в геофізиці. Докладно викладено факторний експеримент. Особливу увагу приділено тактиці експерименту та прийняттю рішень.

Modern planning methods of computing experiments in geophysics are considered. The factor's experiment have been given an account in detail. The special attention is given to the experiment tactics and solution adoption.

аномалія, геофізика, збурювання теплового поля, контактні зони, обчислювальний експеримент, теплопровідність

Постановка проблеми

В останні три десятиліття для вирішення складних проблем геофізики успішно використовують обчислювальний експеримент (ОЕ).

Суть цього методу полягає в тому, що на основі математичної моделі в результаті безпосереднього числового розв'язання відповідних рівнянь кількісно визначають поведінку досліджуваного об'єкта в тих або інших геологічних умовах.

Основні поняття про проблематику математичного моделювання й ОЕ подано в працях О.А.Самарського, А.Н.Тихонова [1–4].

Великі можливості ОЕ були продемонстровані під час розв'язання проблем ядерної фізики, фізики плазми, фізики лазерів, аерогідродинаміки, метеорології [1; 2; 5].

У геофізиці числовий експеримент використовують для розв'язання завдань механіки ґрунтів і гірських порід, газонафтопромислової механіки [6; 7].

Засобами обчислювальної математики на підставі даних про геологічні розрізи, фізичні властивості середовища можна розрахувати оптимальні режими експлуатації нафтових свердловин, вирішувати геотехнічні завдання, планувати розробку нових родовищ, підземних запасів води. Визначення властивостей речовин, тобто, геофізичне оснащення математичної моделі, є самостійною науковою проблемою, для вирішення якої необхідно проводити спеціальні ОЕ поряд з геофізичними експериментами й натурними спостереженнями.

Проведення експериментальних досліджень великого класу завдань неприйнятно з економічних міркувань, а часто й просто неможливо через труднощі коректної постановки геофізичного експерименту.

У таких випадках ОЕ частково може замінити дорогі натурні експерименти для створення не тільки якісної теорії досліджуваного явища, але й отримання точних кількісних характеристик. Тобто ідеться мова про нову систему організації геофізичних теоретичних і прикладних досліджень на основі інформаційної технології, що органічно пов'язує складові ланки єдиної системи досліджень:

- гіпотезу;
- геофізичну модель;
- математичне судження;
- математичну модель;
- обчислювальний алгоритм;
- розрахунки на ПЕОМ;
- натурні спостереження;
- геофізичний експеримент.

Технологічний базис геофізики ХХІ ст. – це інформаційні технології, які дозволять знайти не тільки вихід зі скрутних ситуацій у геофізичних дослідженнях, але й значно прискорять проведення досліджень.

Новий концептуально-методологічний апарат геофізики розвивається на основі широкого використання інформаційних методів за двома напрямками:

- розвивається математична теорія експерименту, що ґрунтується на сучасних розділах обчислювальної математики;
- нагромаджується практичний досвід числових розрахунків, методи й засоби контролю точності виконуваних обчислень.

Процесу обчислень справедливо можна надавати великої значимості. Для того, щоб ОЕ міг стати фундаментом для подальших досліджень, необхідно, щоб ОЕ мав деяку єдність, що дозволило б бачити в ньому щось інше, ніж просте нарощування розрахунків, алгоритмів, програм.

Для отримання дійсно цінного результату необхідно виконати велику кількість викладок і за допомогою ПЕОМ їх упорядкувати. Машина може змінювати сирий фактичний матеріал, але «душа» факту завжди буде вислизати від неї [8]. Математичні методи планування експерименту для вивчення геофізичних явищ досить добре розвинені. Однак у прикладних роботах, присвячених цьому напряму, дуже мало приділяється уваги технічному аспекту ОЕ, що дозволяє бачити еволюцію математичної моделі й оцінити точність, універсальність використовуваних на практиці алгоритмів.

Мета роботи – розглянути методологічні концепції експериментування, потрібні для пошуку витончених ефективних розв'язків прикладних завдань геофізики.

Визначення обчислювального експерименту

Обчислювальний експеримент – це дослідження реальних процесів засобами обчислювальної математики [5].

Технологічний цикл ОЕ можна умовно розбити на п'ять етапів [1]:

- вибір фізичного наближення й побудова математичної моделі досліджуваного явища або об'єкта;
- розроблення обчислювального алгоритму розв'язання завдання;
- реалізація алгоритму у вигляді програми для ПЕОМ;
- виконання розрахунків на ПЕОМ;
- оброблення, аналіз й інтерпретація результатів розрахунків.

За способом організації обчислювального процесу варто розрізняти попередній (факторний) і основний ОЕ.

Об'єктом досліджень у геофізиці є не тільки конкретні геологічні тіла або масиви гірських порід, але й окремі характеристики досліджуваного процесу:

- температура;
- зміна напруженого стану масиву;
- швидкість і напрямок підземних вод.

Об'єкти вирізняються, насамперед, процесами, які в них відбуваються.

Процеси, у свою чергу, характеризуються змінними, між якими існують причинно-наслідкові зв'язки.

Змінні, що виконують роль причин, називають вхідними або факторами. Вихідними або змінними називають змінні, які характеризують стан об'єкта залежно від зміни фактора й відображають результат дії фактора.

Мета попереднього або факторного ОЕ полягає в дослідженні природи всіх факторів, що впливають на об'єкт дослідження.

Розв'язати завдання з урахуванням усього різноманіття факторів навіть у загальному вигляді досить часто неможливо. Тому початковий етап дослідження — це оцінювання апріорної інформації й відсіювання факторів, несуттєвих для конкретного об'єкта дослідження. Необхідно зробити вибір “головних діючих сил у досліджуваному явищі й далі виразити це мовою математичних формул і рівнянь [2]. Тут знадобляться і аналогія, і інтуїція, і знання теорії, і досвід.

У геофізичній реальності наслідок може зумовлюватися безліччю різних причин. Труднощі розв'язання виникаючих питань зумовлюються головним чином фрагментарними знаннями законів природи. Навіть якщо можна виявити розбіжності у причинах, то завжди вона буде тільки приблизна. Бувають ситуації, коли явище, використовуване як фактор, перш ніж стати причиною, було наслідком. У такому випадку необхідно виділити декілька “рівноправних” факторів.

У результаті попереднього експерименту визначаються:

- кількість природних факторів та їх взаємодій;
- зіставність факторів та їх взаємозалежність;
- інтервал варіювання факторів.

Попередній експеримент дозволяє визначити заздалегідь, який із факторів і за яких умов виявиться визначальним, а який — другорядним. Потім на підставі наявної інформації задаються різні варіанти діючих факторів і деякий діапазон значень параметрів досліджуваних полів.

Таким чином, експериментатор-обчислювач досліджує математичну модель за допомогою факторно-діапазонної оцінки, що включає аналіз впливу різних факторів і параметрів фізичних полів Землі. Це дозволяє отримати ще ряд відомостей, нових фактів, потрібних для основного експерименту.

Завдання основного експерименту — створення ефективної математичної моделі, адекватної досліджуваному геофізичному процесу.

Переваги обчислюваного експерименту

Обчислювальний експеримент дає змогу дослідникові активно втручатися в проходження досліджуваного процесу. Дослідник не обмежений у виборі фізичних параметрів, потрібних для розрахунків різних значень використовуваних параметрів.

Нині можна проводити математичне прогнозування складних природних процесів й отримувати теоретичне передбачення механізмів явищ, експериментальне дослідження яких є справою майбутнього.

Експериментатор-обчислювач може перевірити, як на певне геофізичне явище впливає окремо кожне з незалежних спрощених припущень.

Досліджуване явище в обчислювальному світі може повторюватися багаторазово, відроджуючись із початком роботи програми, змінюючись залежно від уведення даних.

Активне втручання дослідника в проходження природного процесу, штучне створення їм умов взаємодії аж ніяк не означає, що експериментатор-обчислювач сам, довільно і необґрунтовано створює властивості досліджуваного середовища, приписуючи їх природі. Його творча здатність виявляється в створенні таких комбінацій факторів, у результаті яких виявляються сховані, але об'єктивні властивості самої природи.

Порівняно з натурним експериментом ОЕ дешевший, доступніший, легко керований. У числовому експерименті можна моделювати умови, які ще неможливо створити в лабораторії [2].

Пізнавальна роль ОЕ велика не через те, що він дає відповіді на раніше поставлені питання, але й тому, що він стимулює постановку проблем, розроблення методів дослідження завдань, про які раніше не доводилося й думати [2].

Однак ОЕ ніколи й жодною мірою не може замінити ні геофізичний експеримент, ні теоретичний аналіз. Рівняння стану суцільного середовища ніколи не можна вважати точними. У крайньому разі здрібнювання сітки розраховувані дискретизовані рівняння точно переходять у вихідні рівняння, але така межа ніколи не досягається.

Обчислювальний експеримент обмежений прийнятою математичною моделлю [2].

Майбутнє теоретичних досліджень у геофізиці – гармонічне поєднання обчислювального й геофізичного експериментів.

Планування обчислювального експерименту

Для дослідження деякого об'єкта побудовано геофізичну модель, подано математично витончений її опис, обрано досконалий метод розв'язання. Після складного обчислення отримали потрібний результат: як можна швидше й

продуктивніше знайти правильний ключ до математичного рішення. Не можна все довести та все визначити без запозичення інтуїції раніше чи пізніше. Важливо, користуючись інтуїцією, навчитися правильно міркувати [8].

Інтуїція експериментатора-обчислювача дозволяє охопити якщо не весь результат у цілому, то принаймні його характерні ознаки й скласти план виконання розрахунків, а також з'ясувати, що варто змінити в обчислювальних алгоритмах для пристосування їх до вирішення інших проблем.

Крім того, необхідно передбачити, наскільки просто буде розв'язувати ці проблеми і чи варто братися за детальні обчислення.

Планування ОЕ – це оптимальне керування експериментом у разі неповного знання механізму явищ.

Числові розрахунки виконуються невеликими серіями за заздалегідь складеними алгоритмами й програмами. Після кожної невеликої серії обчислень аналізуються результати розрахунків і приймається строго обґрунтоване рішення щодо подальших дій.

Обчислювальний експеримент проводять за певним планом, який складають виходячи із заданих цілей дослідження. Успішне проведення числового експерименту залежить від методологічних концепцій.

Концепції методології експериментування

Природні аномалії геофізичних полів зумовлені численними різноманітними природними факторами:

- рельєфом;
- структурним ефектом;
- седиментацією;
- ерозією;
- горизонтальними рухами;
- складчастістю;
- тектонічними й енерготвірними процесами;
- метаморфізмом;
- зміною фізичних властивостей середовища.

Методологія моделювання на основі ОЕ дає змогу розглядати кількісно вплив кожного фактора окремо.

Застосування методу скінченних елементів (МСЕ) дозволяє знайти способи якомога повнішого врахування геолого-геофізичних даних стосовно різних природних ситуацій.

У процесі дослідження можливий доступ до будь-якого елемента середовища, а отже, й оцінка його впливу на структуру поля також у будь-якій точці досліджуваної області. Тому беззастережно можна ставити завдання про виділення саме “чистих” аномалій фізичних полів Землі.

Вивчення природи факторів має вирішальне значення для інтерпретації геофізичних аномалій.

У фізичних полях Землі фіксуються досить багато помилкових аномалій, спричинених впливом різних завод, що не становлять практичного інтересу для розв’язання того чи іншого конкретного завдання.

Основою для виділення, аналізу та кількісної інтерпретації різних типів аномалій є їх форма, розміри й величина стосовно фонових значень. Інколи бажано формалізувати роль і супідрядність різних факторів, що впливають на розподіл фізичних полів Землі. Більше того, аномалії й перешкоди можуть бути як невинними, тобто зумовленими цілком певними об’єктами, так і випадковими, тобто зумовленими неконтрольованими факторами [10].

Використовуючи концепцію випадкового фактора розробляють методи, які дозволяють оцінювати випадкові явища й знаходити їхні стійкі характеристики. Якщо систематично діючі фактори важко піддаються обліку й контролю, випадок уводиться в обчислювальний експеримент штучно за певною, врахованою теорією, законам. Це дозволить розглядати фактори як випадкові величини й, отже, урахувати статистично. У результаті числового експерименту зі штучно введеним випадком можна судити про інтервал варіювання значущих факторів.

Основним принципом вивчення масивів гірських порід методами геофізики є наступність результатів і використання прийомів послідовного наближення концепції послідовного ОЕ. Для вивчення впливу різних параметрів завдання, які включаються в математичну модель послідовно виконується серія розрахунків, тобто стан об’єкта визначається за результатами зміни одного параметра, потім іншого. Після кожного етапу отримані результати аналізуються із залученням додаткової інформації й приймається рішення про продовження експерименту. Така методика обчислень дозволяє розглянути кількісний вплив на геофізичний процес кожного фактора окремо.

Однієї з найпоширеніших ідей теорії ОЕ є концепція оптимального використання факторного простору, або концепція багатфакторного експерименту. Суть її полягає в тому, що стан об’єкта в кожному розрахунку визначається за результатом одночасного варіювання факторів. Це, у свою чергу, дозволяє домогтися значного збільшення точності розрахунків.

Із результатів попереднього й основного обчислювального експерименту мають бути отримані оцінки інтервалів варіювання значущих факторів. Стосовно незначущих факторів треба виявляти особливу обережність, оскільки отримана незначущість фактора може бути наслідком невдало обраного інтервалу варіювання. Можливо, інтервал був обраний надто малим. У такому випадку варто повторити ОЕ з розширеним інтервалом варіювання для досліджуваного фактора. Якщо фактор залишився незначущим після повторення потрібних розрахунків, то його більше не розглядають і переходять до оцінювання адекватності отриманої математичної моделі.

Розглянуті принципи аналізу дозволяють урахувати окремі компоненти досліджуваного середовища й дають змогу у процесі виконання розрахунків довільно змінювати їх співвідношення.

Вимоги до математичних методів, обчислювальних алгоритмів і програм

Виходячи з непогрішної логіки історії виникнення методів математичного моделювання, наведемо групи методів за назвами, які вони отримали у свій час і які роз’яснюють їхній зміст:

- аналітичні;
- числові;
- змішані.

Для вивчення фізичних полів Землі потрібно знайти метод, що дозволив би отримати розв’язок із заданою точністю за мінімальний машинний час. При цьому дискретна модель має якнайкраще наближати властивості вихідного диференціального рівняння.

Досить важко, а часом і неможливо створити повністю налагоджені універсальні, оптимальні й вільні від дискусійних положень алгоритми й програми для різних завдань математичної геофізики. Як би ми не вдосконалювалися в обчислювальній техніці й обчислювальній математиці, ми ніколи не створимо загальнозастосовні й універсальні програми. Для створення таких програм потрібна нескінченна кількість алгоритмів. Тому розумно було

б розробити економічні алгоритми й гнучкі обчислювальні програми для розв'язання завдань математичної геофізики за їх цільовою і практичною спрямованістю. При цьому не варто забувати про раціональну область застосування використовуваних числових методів.

**Розв'язання завдань
стаціонарної теплопровідності**

На теплове поле Землі впливає велика кількість природних факторів. Теплові потоки й температури залежать від інтенсивності й розподілу джерел тепла, теплофізичних властивостей гірських порід і характеру їх залягання, динаміки підземних вод, наявності інтрузивних тіл та ін.

Найбільш перспективним для моделювання теплового поля, на наш погляд, є МСЕ.

Апроксимація, покладена в основу МСЕ, має яскраво виражену фізичну природу. Це дає змогу вести прямий контроль за поведінням середовища в процесі рахунку.

Числові експерименти показали, що однією із причин геотермічних аномалій є наявність блоків з істотно різною теплопровідністю [11].

За допомогою МСЕ було розв'язано завдання довільного контакту двох середовищ за наявності товщі перекривних порід і змінних умов на межі. Як елемент обрано трикутник. Для поліпшення точності результатів у зонах контакту регулярно подрібнювалася скінченно-елементна сітка. Точність розрахунків становить 0,6 %.

Перший варіант завдання передбачає вертикальний уступоподібний контакт двох середовищ (рис. 1).

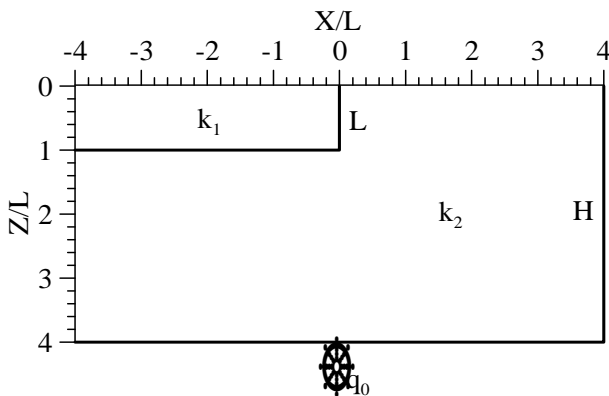


Рис. 1. Модель вертикального уступоподібного контакту двох середовищ

Розрахунки показали, що варіації теплового потоку досягають 50 % від регіонального q збурюваного значення. Збурювання теплового поля поширюються по глибині й латералі на відстань у чотири-п'ять разів, що перевищує висоту уступу (рис. 2).

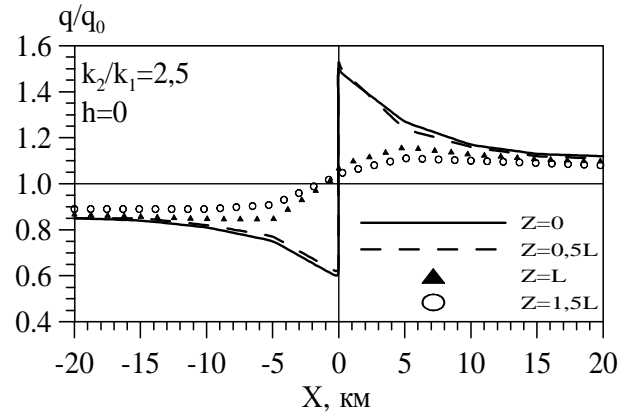


Рис. 2. Теплова модель для уступоподібного контакту двох середовищ

У другому варіанті завдання розглядався випадок, коли контактна зона перекрита шаром, теплопровідність якого становила k_1 , а потужність дорівнювала висоті уступу. Параметри моделі вертикального уступоподібного контакту залишаються попередніми (рис. 3).

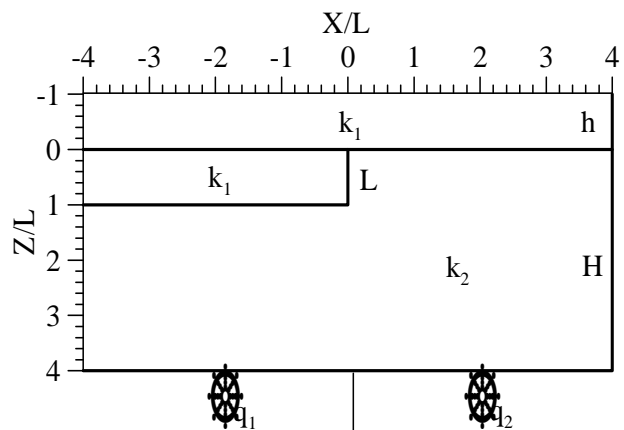


Рис. 3. Модель уступу, перекритого шаром порід потужністю $h = L$, зі змінними умовами на границі

Наявність перекривального низкотеплопровідного шару не впливає на закономірності розподілу теплового потоку, але спричиняє інтенсивне загасання по глибині.

Максимальні варіації потоків спостерігаються під перекривальним шаром у верхній половині уступу (рис. 4).

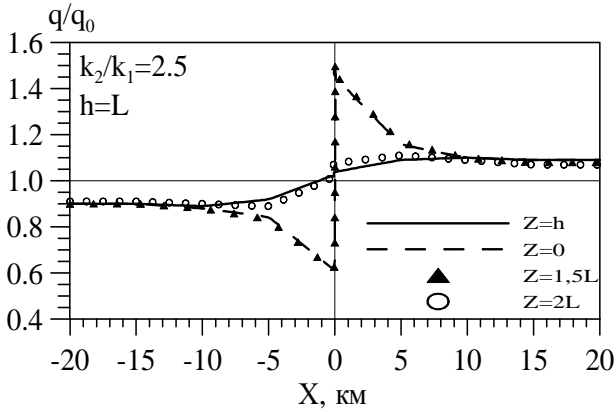


Рис. 4. Теплова модель для уступоподібного вертикального контакту двох середовищ із перекривальним шаром потужністю $h=L$

Змінний тепловий потік, заданий на нижній границі моделі, збільшує амплітуду збурювань, не змінюючи характеру розподілу аномалій теплового поля на відміну від попередніх випадків (рис. 5).

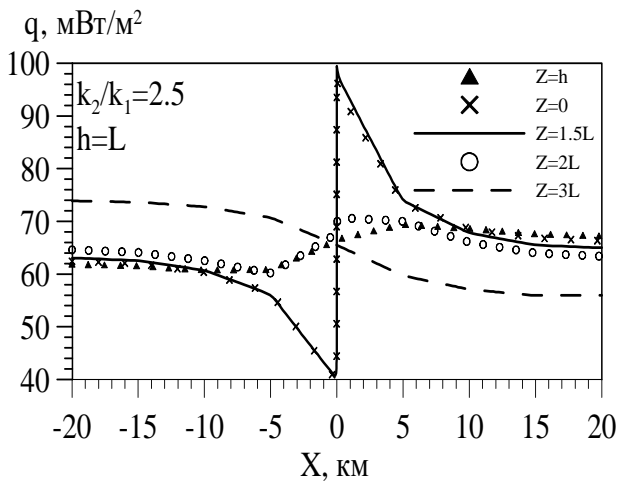


Рис. 5. Теплова модель для уступоподібного вертикального контакту двох середовищ із перекривальним шаром потужністю $h=L$ при $q_1/q_2=1,6$

Контактуючі блоки з різною теплопровідністю рідко мають строго вертикальні границі між собою. Параметри моделі для третього варіанта завдання залишаються попередніми, змінюється лише кут нахилу контактної границі двох середовищ (рис. 6).

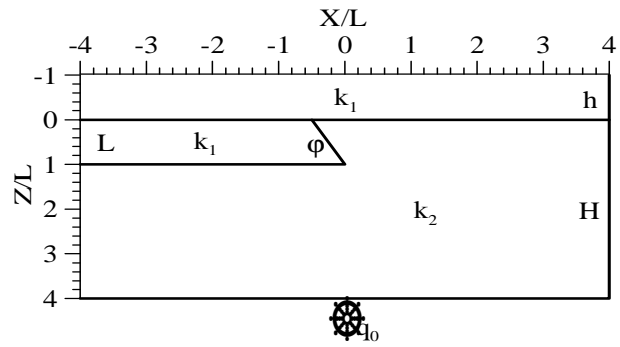


Рис. 6. Модель похилого контакту двох середовищ

Розрахунки теплового потоку виконувались при кутах нахилу $27^\circ, 45^\circ, 68^\circ$. Різко виражений мінімум потоку спостерігається за кута 45° і становить $0,55q_0$. Це на $0,22q_0$ менше від екстремального значення потоку за кута контактної границі 90° (рис. 7).

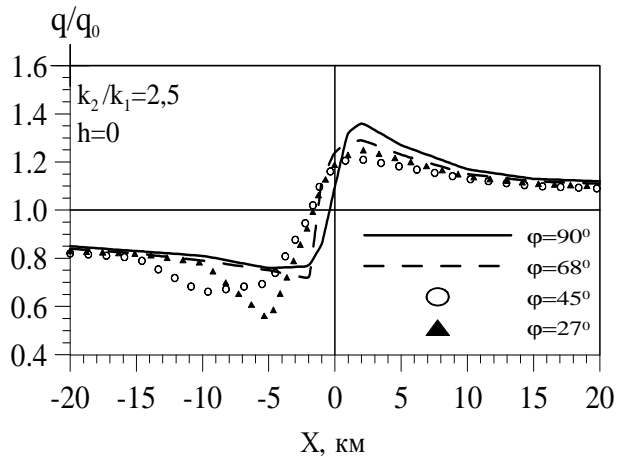


Рис. 7. Теплова модель для уступоподібного похилого контакту двох середовищ

Прогини також впливають на перерозподіл теплових потоків (рис. 8).

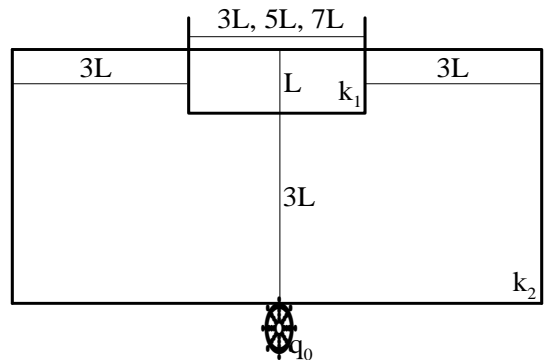


Рис. 8. Модель грабенподібного прогину для глибини

Так, за відношення глибини прогину до його ширини 1:3 і коефіцієнтів теплопровідності в прогині та за його межами 1:2 спотворення теплового потоку становлять 27 %. Чим менша ширина прогину, тим інтенсивніша негативна аномалія в його центральній частині. Теплові потоки тут на 25 % менші від незбурених регіональних потоків. У міру збільшення ширини грабена (відношення глибини до ширини дорівнює 1:7) аномалія досягає 35 %, а в центрі прогину потоки зменшуються на 12 % (рис. 9).

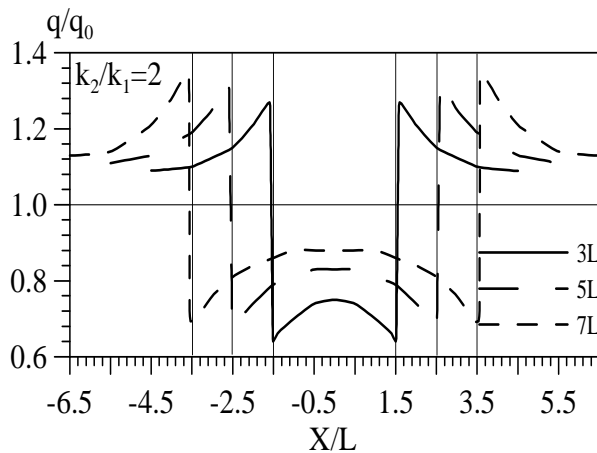


Рис. 9. Зміна нормованого теплового потоку для ширини прогину 3L, 5L, 7L

Наявність радіогенних джерел тепла впливає на величину теплового потоку (рис. 10).

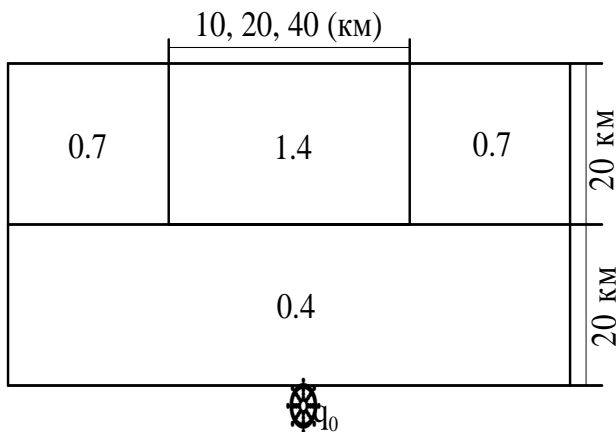


Рис. 10. Модель грабеноподібного прогину

За відношення глибини прогину до його ширини 2:1 і теплогенерації порід, що складають прогин, і теплогенерації порід за його вертикальними й горизонтальними межами

2:1 аномалія в центральній частині прогину досягає 7 % відносно фонового значення теплового потоку. Зі збільшенням горизонтальних розмірів грабена (відношення глибини до ширини дорівнює 1:2) і попереднього співвідношення теплогенерацій аномалія збільшується до 19 %.

На рис. 11 показано зміну поверхневого теплового потоку для ширини прогину 10, 20, 40 км при $k = 2 \text{ Вт/(м} \cdot \text{К)}$ й значеннях теплогенерації, зазначених на рис. 10.

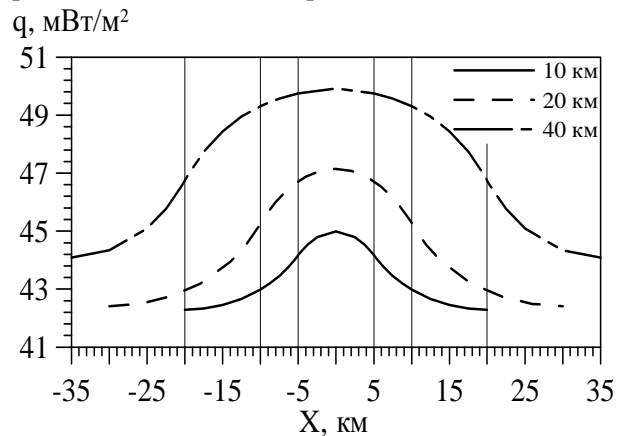


Рис. 11. Зміна поверхневого теплового потоку

Однак наявність блоків з різною теплопровідністю спричиняє більш значні спотворення теплового поля порівняно з радіогенними джерелами тепла. На рис. 12 показано зміну теплового потоку для ширини прогину 10, 20, 40 км при відсутності джерел тепла й значеннях теплопровідності, зазначених на рис. 10.

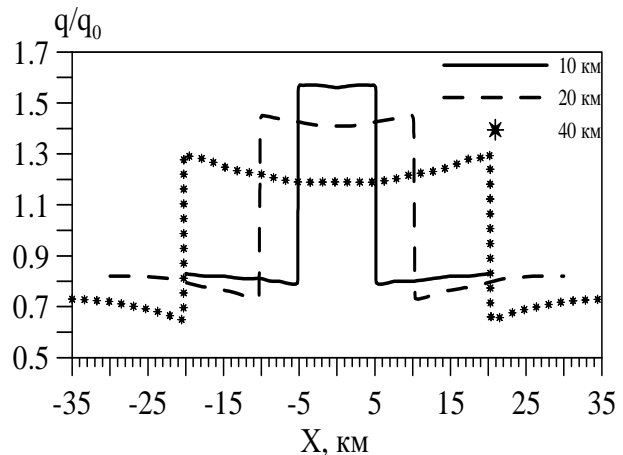


Рис. 12. Зміна нормованого теплового потоку

Висновки

Обчислювальні експерименти свідчать про те, що пов'язані з контактними зонами аномалії досить інтенсивні й займають великі території. Оскільки аномалії в зонах контактів можуть створюватися іншими факторами (рухом вод, додатковою генерацією тепла та ін.), то критерієм для ідентифікації збурювань теплового поля в областях з контрастною теплопровідністю може бути їх специфічна форма.

Математики надають великого значення добірності своїх методів і результатів [8].

Література

1. Самарский А.А. Математическое моделирование и вычислительный эксперимент // Вестник АН СССР. – 1979. – №5. – С. 38–49.
2. Самарский А.А. Вычислительный эксперимент в физике / А.А. Самарский, Ю.П. Попов // Наука и человек: сб. – М.: Знание, 1975. – С. 280–291.
3. Тихонов А.Н. Водные лекции по прикладной математике / А.Н. Тихонов, Д.П. Костомаров. – М.: Наука, 1984. – 359 с.
4. Самарский А.А. Численные методы решения обратных задач математической физики / А.А. Самарский, П.Н. Вабишевич. – М., 2044. – 478 с.
5. Самарский А.А. Разностные методы решения задач газовой динамики / А.А. Самарский, Ю.П. Попов. – 2-е изд. – М.: Наука, 1980. – 351 с.
6. Аликин В.Н. Метод конечных элементов в задачах газонефтепромысловой механики / В.Н. Аликин, И.Е. Литвин, С.М. Щербаков, В.П. Бородавкин. – М.: Недра, 1992. – 287 с.
7. Фадеев А.Б. Метод конечных элементов в геомеханике / А.Б. Фадеев. – М.: Недра, 1987. – 221 с.
8. Пуанкаре А. О науке / А. Пуанкаре. – М.: Наука, 1990. – 735 с.
9. Огильви А.А. Основы инженерной геофизики / А.А. Огильви. – М.: Недра, 1990. – С. 500.
10. Электроразведка. справочник геофизика // под ред. В.К. Хмелевского, В.М. Бондаренко. – М.: Недра, 1989. – 1 том. – 437 с.
11. Кутас Р.И. Исследование вариаций теплового потока в зонах с контрастной теплопроводностью (конечно-элементная модель) // Доп. НАН України / Р.И. Кутас, Н.И. Бахова. – 1995. – №4. – С. 75–77.

Стаття надійшла до редакції 08.09.09.

УДК 517.95

І.С. Ключ, к.ф.-м.н., доц.

ДВОТОЧКОВА ЗАДАЧА ДЛЯ СИСТЕМ ДИФЕРЕНЦІАЛЬНИХ РІВНЯНЬ З ЧАСТИННИМИ ПОХІДНИМИ

Досліджено коректність задачі з локальними двоточковими умовами за часовою змінною та умовами періодичності за просторовими координатами для трикутних систем рівнянь з частинними похідними, не розв'язаних відносно старшої похідної за часом. Установлено умови існування та єдиності розв'язку задачі, доведено метричні теореми про оцінку знизу малих знаменників, які виникають під час побудови розв'язку задачі.

The correctness of a problem with local two-point conditions on temporary variable and conditions of periodicity on spatial coordinates for the triangle system of partial differential equations. The conditions of existence and uniqueness of the solution of a problem are established. The metric theorem of an estimation from below of small denominators of a problem is proved.

вектор-функція, двоточкові умови, диференціальні рівняння з частинними похідними, ряд Фур'є

Постановка задачі

Задачі з багатоточковими умовами для рівнянь з частинними похідними є взагалі умовно коректні [1], а їх розв'язність у багатьох випадках пов'язана з проблемою малих знаменників. У статті досліджується задача з доточковими за часовою змінною умовами для системи рівнянь, не розв'язаних відносно старшої похідної за часом.

В області $Q = \{(t, x) : t \in (0, T), x \in \Omega_p\}$,

де Ω_p – p -вимірний тор $(R/2\pi Z)^p$, розглядаємо задачу

$$A(D) \frac{\partial^2 \bar{u}(t, x)}{\partial t^2} + B(D) \frac{\partial \bar{u}(t, x)}{\partial t} + C(D) \bar{u}(t, x) = \bar{0}, \quad (1)$$

$$\bar{u}(t_1, x) = \bar{\varphi}(x),$$

$$\bar{u}(t_2, x) = \bar{\psi}(x), \quad 0 \leq t_1 < t_2 \leq T, \quad (2)$$

де

$$D = (-i\partial/\partial x_1, \dots, -i\partial/\partial x_p), A(\xi), B(\xi), C(\xi),$$

$\xi = (\xi_1, \dots, \xi_p) \in R^p$, – квадратні матриці вигляду

$$A(\xi) = \begin{pmatrix} A_{11}(\xi) & A_{12}(\xi) \\ 0 & A_{22}(\xi) \end{pmatrix};$$

$$B(\xi) = \begin{pmatrix} B_{11}(\xi) & B_{12}(\xi) \\ 0 & B_{22}(\xi) \end{pmatrix};$$

$$C(\xi) = \begin{pmatrix} C_{11}(\xi) & C_{12}(\xi) \\ 0 & C_{22}(\xi) \end{pmatrix};$$

$A_{ij}(\xi), B_{ij}(\xi), C_{ij}(\xi), i, j = 1, 2$, – багаточлени з дійсними коефіцієнтами степеня N за сукупністю змінних ξ_1, \dots, ξ_p , причому $\det A(\xi) = A_{11}(\xi)A_{22}(\xi) \neq 0$.

Використовуємо позначення: $x = (x_1, \dots, x_p) \in R^p$;

$$k = (k_1, \dots, k_p) \in Z^p;$$

$$(k, x) = k_1 x_1 + \dots + k_p x_p;$$

$$|k| = |k_1| + \dots + |k_p|;$$

$G_{\beta, \delta}$ – простір 2π -періодичних функцій

$$\varphi(x) = \sum_{k \in Z^p} \varphi_k \exp(ik, x)$$

зі скінченною нормою

$$\|\varphi\|_{\beta, \delta} = \sum_{k \in Z^p} |\varphi_k| \exp(\delta |k|^\beta);$$

$C^n([0, T]; G_{\beta, \delta})$ – простір функцій

$$u(t, x) = \sum_{k \in Z^p} u_k(t) \exp(ik, x) \text{ з нормою}$$

$$\|u\|_{n; \beta, \delta} = \sum_{k \in Z^p} \|u_k(t)\|_{C^n[0, T]} \exp(\delta |k|^\beta);$$

$\bar{G}_{\beta_1, \delta_1; \beta_2, \delta_2}$ – простір вектор-функцій

$$\bar{\varphi}(x) = (\varphi_1(x), \varphi_2(x)),$$

таких, що

$$\varphi_1(x) \in G_{\beta_1, \delta_1}, \varphi_2(x) \in G_{\beta_2, \delta_2}$$

зі скінченною нормою

$$\|\bar{\varphi}(x)\|_{\beta_1, \delta_1; \beta_2, \delta_2} = \|\varphi_1(x)\|_{\beta_1, \delta_1} + \|\varphi_2(x)\|_{\beta_2, \delta_2};$$

$\bar{C}^n([0, T]; G_{\beta_1, \delta_1; \beta_2, \delta_2})$ – простір вектор-функцій

$$\bar{u}(t, x) = (u_1(t, x), u_2(t, x)),$$

таких, що

$$u_j(t, x) \in G_{\beta_j, \delta_j}, \quad j = 1, 2.$$

Норма в просторі $\overline{C}^n([0, T]; G_{\beta_1, \delta_1; \beta_2, \delta_2})$ задається формулою

$$\|\vec{u}(t, x)\|_{n; \beta_1, \delta_1; \beta_2, \delta_2} = \|u_1(t, x)\|_{n; \beta_1, \delta_1} + \|u_2(t, x)\|_{n; \beta_2, \delta_2}.$$

Побудова розв'язку задачі

Розв'язок задачі (1), (2) шукаємо у вигляді векторного ряду Фур'є

$$\vec{u}(t, x) = \sum_{k \in Z^p} \vec{u}_k(t) \exp(ik, x).$$

Кожна вектор-функція $\vec{u}_k(t)$, $k \in Z^p$ є розв'язком такої задачі:

$$A(k)\vec{u}_k''(t) + B(k)\vec{u}_k'(t) + C(k)\vec{u}_k(t) = \vec{0}, \quad (3)$$

$$\vec{u}_k(t_1) = \vec{\Phi}_k, \quad \vec{u}_k(t_2) = \vec{\Psi}_k, \quad (4)$$

де

$$\vec{\Phi}_k = (\Phi_{1k}, \Phi_{2k});$$

$$\vec{\Psi}_k = (\Psi_{1k}, \Psi_{2k});$$

$k \in Z^p$ – коефіцієнти Фур'є вектор-функцій $\vec{\Phi}(x)$ та $\vec{\Psi}(x)$.

Зі структури матриць $A(k)$, $B(k)$, $C(k)$ випливає, що задача (3), (4) ділиться на дві задачі про визначення компонент вектора:

$$\vec{u}_k(t) = (u_{1k}(t), u_{2k}(t)):$$

$$A_{11}(k)u_{1k}''(t) + B_{11}(k)u_{1k}'(t) + C_{11}(k)u_{1k}(t) = -A_{12}(k)u_{2k}''(t) + B_{12}(k)u_{2k}'(t) - C_{12}(k)u_{2k}(t); \quad (5)$$

$$u_{1k}(t_1) = \Phi_{1k};$$

$$u_{1k}(t_2) = \Psi_{1k};$$

$$A_{22}(k)u_{2k}''(t) + B_{22}(k)u_{2k}'(t) + C_{22}(k)u_{2k}(t) = 0; \quad (6)$$

$$u_{2k}(t_1) = \Phi_{2k};$$

$$u_{2k}(t_2) = \Psi_{2k}.$$

Нехай $\lambda_j(k)$, $\mu_j(k)$, $j = 1, 2$, – корені рівнянь

$$A_{11}(k)\lambda^2 + B_{11}(k)\lambda + C_{11}(k) = 0$$

та

$$A_{22}(k)\mu^2 + B_{22}(k)\mu + C_{22}(k) = 0 \text{ відповідно. Будемо вважати, що для всіх } k \in Z^p \lambda_1(k) \neq \lambda_2(k),$$

$$\mu_1(k) \neq \mu_2(k).$$

Тоді системи функцій $\{\exp(\lambda_j(k)t)\}$,

$\{\exp(\mu_j(k)t)\}$, $j = 1, 2$, утворюють відповідно

фундаментальні системи розв'язків однорідних диференціальних рівнянь, які відповідають виразам (5), (6).

Позначимо

$$\begin{aligned} \Delta_1(k) &= \exp(\lambda_1(k)t_1 + \lambda_2(k)t_2) - \exp(\lambda_2(k)t_1 + \lambda_1(k)t_2); \\ \Delta_2(k) &= \exp(\mu_1(k)t_1 + \mu_2(k)t_2) - \exp(\mu_2(k)t_1 + \mu_1(k)t_2) \\ H_k(t, \tau) &= \frac{\exp(\lambda_1(k)(t - \tau)) - \exp(\lambda_2(k)(t - \tau))}{\lambda_1(k) - \lambda_2(k)}. \end{aligned}$$

Теорема 1. Для єдиності розв'язку задачі (1), (2) у просторі $\overline{C}^2([0, T]; G_{\beta_1, \delta_1; \beta_2, \delta_2})$ необхідно і достатньо, щоб виконувалась умова

$$\forall k \in Z^p \Delta_1(k) \cdot \Delta_2(k) \neq 0. \quad (7)$$

Доведення теореми аналогічне до доведення теореми, наведеної в праці [1, розділ 2, теорема 3.1].

Існування розв'язку задачі

Припустимо, що умова (7) виконується. Тоді

$$\begin{aligned} u_{2k}(t) &= \frac{j_{2k} \exp(\mu_2(k)t_2) - \Psi_{2k} \exp(\mu_2(k)t_2)}{\Delta_2(k)(\exp(\mu_1(k)t))^{-1}} + \\ &+ \frac{\Psi_{2k} \exp(\mu_1(k)t_1) - j_{2k} \exp(\mu_1(k)t_2)}{\Delta_2(k)(\exp(\mu_2(k)t))^{-1}}; \quad (8) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} u_{1k}(t) &= \int_0^t H_k(t, \tau) L_1[u_{2k}](\tau) d\tau + \\ &+ \frac{\Phi_{1k} \exp(\lambda_2(k)t_2) - \Psi_{1k} \exp(\lambda_2(k)t_1)}{\Delta_1(k)(\exp(\lambda_1(k)t))^{-1}} + \\ &+ \frac{\Psi_{1k} \exp(\lambda_1(k)t_1) - \Phi_{1k} \exp(\lambda_1(k)t_2)}{\Delta_1(k)(\exp(\lambda_2(k)t))^{-1}}, \end{aligned}$$

де

$$\begin{aligned} \Phi_{1k} &= \varphi_{1k} - \int_0^{t_1} H_k(t_1, \tau) L_1[u_{2k}](\tau) d\tau; \\ \Psi_{1k} &= \psi_{1k} - \int_0^{t_2} H_k(t_2, \tau) L_1[u_{2k}](\tau) d\tau; \\ L_1[u_{2k}] &= \\ &= -A_{12}(k)u''_{2k}(t) - B_{12}(k)u'_{2k}(t) - C_{12}(k)u_{2k}(t). \end{aligned}$$

Теорема 2. Нехай виконується умова (7) і нехай для всіх (крім скінченної кількості) цілочислових векторів $k \in Z^p$ справджуються нерівності

$$|A_{11}(k)| > |k|^{-\gamma}, \quad |A_{22}(k)| > |k|^{-\gamma}, \quad \gamma > 0; \quad (9)$$

$$\begin{aligned} |\Delta_1(k)| &> \exp(-\delta_1|k|^{N+\gamma}), \delta_1 > 0; \\ |\Delta_2(k)| &> \exp(-\delta_2|k|^{N+\gamma}), \delta_2 > 0. \end{aligned} \quad (10)$$

Якщо

$$\begin{aligned} \bar{\varphi}(x) &\in \bar{G}_{N+\gamma, \delta_3; N+\gamma, \delta_4}; \\ \bar{\psi}(x) &\in \bar{G}_{N+\gamma, \delta_3; N+\gamma, \delta_4}, \end{aligned}$$

де

$$\begin{aligned} \delta_3 &> \delta_2 + 2\alpha_2 T, \\ \delta_4 &> \delta_1 + \delta_2 + 3\alpha_1 T + 2\alpha_2 T, \\ \alpha_1, \alpha_2 &- \text{додатні сталі,} \end{aligned}$$

то існує єдиний розв'язок задачі (1), (2) з класу

$$\begin{aligned} \bar{C}^2([0, T]; G_{N+\gamma, \delta_5; N+\gamma, \delta_6}), \quad \delta_6 < \delta_4 - \delta_2 - 2\alpha_2 T, \\ \delta_5 < \min\{\delta_3 - \delta_1 - 2\alpha_1 T, \delta_4 - \delta_1 - \delta_2 - 3\alpha_1 T - 2\alpha_2 T\}, \end{aligned}$$

який неперервно залежить від $\bar{\varphi}(x)$, $\bar{\psi}(x)$.

Доведення. З нерівностей (9) випливають оцінки для коренів

$$\begin{aligned} \lambda_j(k), \mu_j(k); \\ |\lambda_j(k)| \leq \alpha_1 |k|^{N+\gamma}; \\ |\mu_j(k)| \leq \alpha_2 |k|^{N+\gamma}; \end{aligned}$$

$$k \in Z^p \setminus \{\bar{0}\}, \quad j = 1, 2, \quad \alpha_1 > 0, \quad \alpha_2 > 0. \quad (11)$$

Із формули (8) та нерівностей (9)–(11) маємо

$$\begin{aligned} \|u_{2k}(t)\|_{C^2[0, T]} &\leq \\ &\leq M_1 |k|^{2(N+\gamma)} \exp((\delta_2 + 2\alpha_2 T)/|k|^{N+\gamma}) (\|\varphi_{2k}\| + \|\psi_{2k}\|), \end{aligned}$$

де

$$M_1 > 0.$$

Легко перевірити, що

$$H_k(t, \tau) = \int_0^1 (t-\tau) \exp((y\lambda_1 + (1-y)\lambda_2)(t-\tau)) dy,$$

$$\begin{aligned} \max_{0 \leq \tau \leq t \leq T} \left| \partial^j H_k(t, \tau) / \partial t^j \right| &\leq \\ &\leq M_2 |k|^{2(N+\gamma)} \exp(\alpha_1 T |k|^{N+\gamma}), \quad j = 0, 2. \end{aligned}$$

Звідси

$$\left\| \int_0^t H_k(t, \tau) L_1[u_{2k}](\tau) d\tau \right\|_{C^2[0, T]} \leq \quad (12)$$

$$\leq M_3 |k|^{3N+2\gamma} \exp(\alpha_1 T |k|^{N+\gamma}) \|u_{2k}(t)\|_{C^2[0, T]}.$$

$$\begin{aligned} |\Phi_{1k}| &\leq |\varphi_{1k}| + \\ &+ M_4 |k|^N \exp(\alpha_1 T |k|^{N+\gamma}) \|u_{2k}(t)\|_{C^2[0, T]}, \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} |\Psi_{1k}| &\leq |\psi_{1k}| + \\ &+ M_5 |k|^N \exp(\alpha_1 T |k|^{N+\gamma}) \|u_{2k}(t)\|_{C^2[0, T]}. \end{aligned} \quad (14)$$

З оцінок (10), (12)–(14) отримаємо

$$\begin{aligned} \|u_{1k}(t)\|_{C^2[0, T]} &\leq \\ &\leq M_6 |k|^{2(N+\gamma)} \exp((\delta_1 + 2\alpha_1 T)/|k|^{N+\gamma}) (\|\varphi_{1k}\| + \|\psi_{1k}\|) + \\ &+ M_7 |k|^{3N+2\gamma} \exp((\delta_1 + 3\alpha_1 T)/|k|^{N+\gamma}) \|u_{2k}(t)\|_{C^2[0, T]}. \end{aligned} \quad (15)$$

Із нерівності (15) випливає доведення теореми.

Метричні твердження

З'ясуємо питання про можливість виконання нерівностей (9), (10). Нехай

$$A_{jj}(k) = \sum_{|s| \leq N} A_{jj}^s k_1^{s_1} \dots k_p^{s_p};$$

$$C_{jj}(k) = \sum_{|s| \leq N} C_{jj}^s k_1^{s_1} \dots k_p^{s_p}, \quad j = 1, 2.$$

Позначимо через \vec{z}_j , $j = 1, 2$ – вектор, складений з коефіцієнтів A_{jj}^s , $|s| \leq N$, \vec{v}_j , $j = 1, 2$ – вектор, складений з коефіцієнтів C_{jj}^s , $|s| \leq N$.

Теорема 3. Для майже всіх векторів \vec{z}_j , $j = 1, 2$, нерівності (9) виконуються для всіх (крім скінченної кількості) векторів $k \in Z^p$, коли $\gamma > N - p$.

Доведення проводиться за схемою доведення теореми праці [1, розд. 2, теорема 4.4].

Теорема 4. Для майже всіх векторів \vec{z}_j , \vec{v}_j , $j = 1, 2$, і для майже всіх векторів $(t_1, t_2) \in [0, T]^2$ нерівності (10) виконуються для всіх (крім скінченної кількості) векторів $k \in Z^p$, якщо $\delta_1 > 4\alpha_1 T$, $\delta_2 > 4\alpha_2 T$.

Доведення проводиться за схемою доведення теореми в праці [1, розд. 6, теорема 3.3].

Висновки

Отримані результати доповнюють та розвивають дослідження, проведені в праці [2]. Їх можна використати під час вивчення конкретних задач практики, які моделюються за допомогою розглянутої в роботі задачі, а також у подальших теоретичних дослідженнях задач з багатоточковими умовами для рівнянь з частинними похідними.

Література

1. Пташник Б. И. Некорректные граничные задачи для дифференциальных уравнений с частными производными // Б.И. Пташник. – К.: Наук. думка, 1984. – 264 с.
2. Ключ І. С. Двоточкова задача для системи рівнянь із частинними похідними, не розв'язаних відносно старшої похідної / І.С. Ключ // Математичні методи та фізико-механічні поля. – 1999. – 42, № 4. – С. 75–81.

Стаття надійшла до редакції 07.09.09.

ХІМІЧНІ НАУКИ

УДК 544.6 (045)

Г.В. Сокольський, к.х.н., доц.
 Н.Д. Іванова, д.х.н., г.н.с.
 С.В. Іванов, д.х.н., проф.
 Е.І. Болдирєв, к.х.н., с.н.с.
 О.В. Кобилінська, інж.
 М.В. Демченко, інж.

ЕЛЕКТРОХІМІЧНИЙ СИНТЕЗ ДІОКСИДУ МАНГАНУ В ПРИСУТНОСТІ ІОНІВ Fe^{2+} ТА Co^{2+}

Зразки діоксиду мангану отримано методом анодного осадження із фторвмісних електролітів на основі сульфату мангану у присутності домішок іонів двовалентних заліза або кобальту. Отримані продукти характеризувалися методами ААС та ДТА. Проаналізовано вплив домішок іонів заліза і кобальту на хімічний склад отриманих зразків.

Manganese dioxide samples have been prepared by the anode deposition from fluoride containing electrolytes based on manganese sulphate at the presence of additives of iron(II), cobalt(II) ions. Obtained materials were characterised with AAS and DTA. The influence of doping by ions of iron(II) and cobalt(II) on the chemical composition of the samples obtained has been analysed.

діоксид мангану, допування іонами Fe^{2+} , Co^{2+} , електрохімічний синтез

Постановка проблеми

Діоксид мангану широко використовують у хімічних джерелах струму (ХДС), до яких належать первинні ХДС, наприклад, лужні MnO_2-Zn та акумулятори або вторинні джерела струму на основі літію (апротонні MnO_2-Li) [1]. Це зумовлено низькими ціною та токсичністю, високою напругою розряду електродного матеріалу на основі MnO_2 . Відомі численні застосування цього оксиду в каталізі [2], електрокаталітичних процесах [3] як сорбенту.

Незважаючи на різні підходи до структурного порядку діоксиду мангану, слід відокремлювати такі його поліморфні видозміни:

α -, β -, γ -, ϵ -, δ -, λ - MnO_2 .

Модифікації α -, β -, γ - належать до тунельних структур з каналами різного розміру, δ - MnO_2 – до шаруватій структури, яка є граничним випадком тунельної структури, λ - MnO_2 – до структури типу шпінелю [4].

Модифікацію ϵ - MnO_2 за деякими даними відносять до різновиду γ -модифікації завдяки подібності їх рентгенограм.

Відмінністю ϵ - MnO_2 є наявність гексагональної щільної упаковки кисню. У роботі [5] описано аморфний порядок для діоксиду мангану.

MnO_2 складається з кисневих октаедрів MnO_6 . У природі є велика кількість близьких тунельних структур діоксиду марганцю, які відрізняються лише розмірами тунелів (рис. 1):

- піролюзит;
- рамделіт;
- голандіт;
- романкіт;
- тодоркіт.

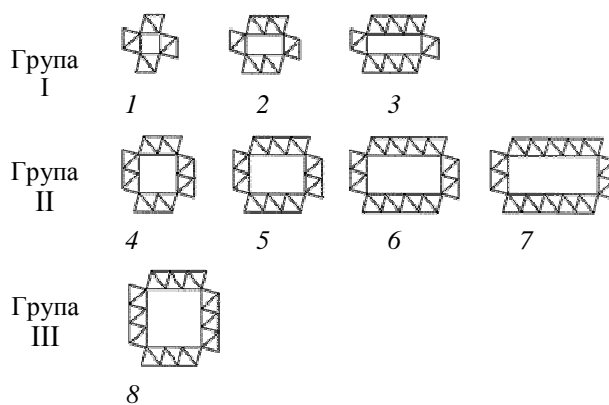


Рис. 1. Класифікація тунельних поліморфних модифікацій діоксиду мангану залежно від розмірів тунелів:
 1 – піролюзит (1×1);
 2 – рамделіт (1×2);
 3 – (1×3);
 4 – голандіт (2×2);
 5 – романкіт (2×3);
 6 – RUB-7 (2×4);
 7 – $Rb_{0,22}MnO_2$ (2×5);
 8 – тодоркіт

Сім'я тунельних структур діоксиду мангану відрізняється кількістю кисневих октаєдрів мангану, що утворюють стінки тунелів структури (1×1 – піролюзит, 1×2 – рамсделіт, 2×2 – криптомелан, 3×3 тодорокіт тощо).

Групи структур II і III (рис. 1) належать до відкритих структур, адже можуть містити у своєму складі воду і домішки іонів інших металів. Останні зазвичай не належать до діоксиду мангану як такого, оскільки порожнини структури можуть заповнюватися великими за розмірами катіонами лужних, лужноземельних та інших металів або молекулами води, тобто склад цих оксидів істотно відрізняється від стехіометричного. Діоксид мангану – надзвичайно важлива сполука для дослідження впливу структури на каталітичну та електрохімічну активність матеріалу, оскільки лише його β -модифікація може вважатися такою, котра має стехіометричний склад і відповідає формулі MnO_2 , тоді як склад інших модифікацій може бути поданий загальною формулою MnO_x , де $1,7 < x < 2$.

Серед відомих поліморфних видозмін у ХДС застосовують γ -модифікацію. Однією з причин електрохімічної активності γ - MnO_2 є здатність до утворення дефектних структур вrostання з поліморфною модифікацією β - MnO_2 , що вперше було показано Р. de Wolff [4].

Фрагмент такої дефектної структури, побудованої нами за допомогою програми Powder Cell for Windows, зображено на рис. 2.

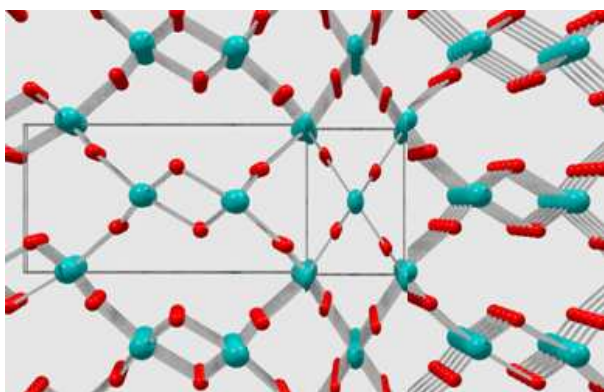


Рис. 2. Утворення дефектної структури вrostання ланцюжків β -поліморфу піролюзиту у структурну матрицю γ -діоксиду мангану рамсделіту

Подібна структурна неупорядкованість сприяє транспорту заряду та масопереносу при електровідновленні діоксиду мангану в хімічних джерелах струму. Утворенню такої структурної неупорядкованості сприяє електрохімічний метод синтезу матеріалу.

Унаслідок великої концентрації дефектів за певних умов можливе утворення діоксиду мангану, що також характеризується підвищеною електрохімічною активністю.

Електрохімічну активність інших поліморфних модифікацій, зокрема в ХДС, було встановлено лише останнім часом. Визначальним фактором електрохімічної активності діоксиду мангану є проблема стабілізації певного фазового складу діоксиду мангану, а також дефектної структури матеріалу.

Метод уведення певних домішок у процесі отримання матеріалу (метод допування) дає можливість направлено змінювати його структурний порядок. Наприклад, для стабілізації поліморфної модифікації α - MnO_2 з великими 2×2 каналами в структуру у процесі синтезу вводять катіони K^+ або NH_4^+ [7; 8].

Для поліпшення електрохімічних властивостей ХДС на їх основі, ці катіони замінюють на Li^+ або H^+ [9; 10].

Допування діоксиду мангану, особливо протягом електрохімічного синтезу із фторвмісних електролітів, досліджено ще недостатньо, тому метою цієї роботи було дослідити вплив іонів-допантів Fe^{2+} і Co^{2+} на деякі характеристики досліджуваних оксидних матеріалів.

Експериментальна частина

Електроосадження допованого діоксиду мангану проводили із фторвмісних електролітів.

Вихідний електроліт містив 0,7М $MnSO_4 \cdot 5H_2O$ і 0,2 М HF.

Для введення допантів іонів Fe^{2+} і Co^{2+} було обрано розчин сульфату заліза $FeSO_4 \cdot 7H_2O$ з концентраціями 0,01–0,05 моль/л та кобальту $CoSO_4 \cdot 7H_2O$ у кількості 0,01–0,1 моль/л.

Усі використані в дослідженнях реактиви мали кваліфікацію, вищу за «ч». Склад електролітів у досліджуваних зразках наведено в табл. 1.

Таблиця 1

Хімічний склад отриманих зразків із фторвмісного електроліту, %

Елемент	Зразок					
	1	2	3	4	5	6
Допант-іон в електроліті	Fe^{2+}			Co^{2+}		
Mn	0,01	0,025	0,05	0,001	0,01	0,1
Fe	41,50	40,55	44,55	54,1	42	34,6
Co	0,26	2,65	1,43	–	–	–
	–	–	–	0,007	0,012	0,18

Синтез проводили за кімнатної температури. Густина струму змінювали в межах 1–10 А/дм². Для осадження порошку на основі діоксиду мангану використовували аноди з платини.

Досліди проводили з розділенням і без розділення катодного й анодного просторів.

Спочатку для кращої кристалізації осаду електроліт після електролізу витримували у нагрітому електроліті (60 °С) протягом години за методикою [11].

З огляду на існування у фторвмісному електроліті хімічної стадії розчинення осаду безпосередньо після синтезу проводили декантацію електроліту. Потім проводили фільтрацію осаду на фільтрі Шота та промивали його дистильованою водою до зникнення у промивній воді білого осаду якісної реакції на сульфат-іон з барієм. Осад просушували за температури 80–90 °С. Синтезовані таким чином зразки досліджували фізико-хімічними методами.

Хімічний аналіз допант-іонів і мангану у зразках проводили методом атомно-абсорбційної спектроскопії.

Для цього підбирали на основі очікуваного вмісту елементу наважки з метою досягнення максимальної точності експерименту.

Наважки зразків розчиняли в суміші сульфатної кислоти і пероксиду водню і доводили дистильованою водою до концентрації 0,5–10 мг/л залежно від вимог до аналізу відповідного елемента.

Дослідження з рентгенівської дифракції всіх зразків виконували на приладах ДРОН-3, ДРОН-4 із комп'ютерним інтерфейсом на MoK_{α} -і на CuK_{α} -випромінюваннях.

Швидкість реєстрації становила 4 град/хв.

Отримані рентгенограми аналізували за допомогою комп'ютерної програми Powder Cell v. 2.3, яка дає змогу аналізувати рентгенограми багатозразкових зразків.

Термогравіметричні вимірювання проводили на дериватографі системи Паулік-Ердей (Угорщина) з Al_2O_3 -еталоном з нагріванням у повітряній атмосфері в інтервалі температур 20–600 °С зі швидкістю 5,10 °С/хв. Наважки досліджуваних зразків становили 250 мг, чутливість гальванометрів ДТГ – 1/10, а ДТА – 1/5.

Результати й обговорення

Електролітично отримували зразки діоксиду мангану доповані іонами Fe(II) та Co(II), що досягали введенням сполук відповідних металів певної концентрації в електроліт під час синтезу.

Залежно від використаної під час електросинтезу густини струму отримували покриття з хорошою адгезією до основи або осади, що випадали на дно електролізера.

На прикладі електролітів з домішками сульфату кобальту було виявлено, що у разі розділення катодного й анодного просторів вихід за струмом знижується і підвищується вихід побічних продуктів електролізу. Причиною такого явища, ймовірно, є зменшення провідності розчину і перехід процесу з кінетичного в дифузійний режим.

Результати хімічного аналізу зразків залежно від концентрації введених допант-іонів феруму і кобальту за результатами атомно-абсорбційного аналізу подано у табл. 1. Зафіксовано поступову зміну вмісту мангану в анодному осаді залежно від концентрації допант-іонів кобальту. Чіткого впливу іонів феруму на склад анодних осадів діоксиду мангану методом хімічного аналізу виявлено не було.

Вміст допанту-феруму в анодному продукті є значно вищим порівняно зі зразками, допованими кобальтом. Певною мірою цей факт пояснюють стандартні електродні потенціали, що характеризують процеси окиснення на аноді під час електросинтезу оксидного матеріалу з водних електролітів. Система Fe^{3+}/Fe^{2+} має найнижчий потенціал — +0,77 В, що є набагато нижчим за потенціал окиснення мангану і кобальту — +1,5 та +1,75 В відповідно.

Звідси, очікуваним продуктом електролізу міг би бути оксидний матеріал на основі феруму. Однак, якщо врахувати залежність електродних потенціалів названих металів від рН гідратування (діаграми Пурбе [12]), то тільки для мангану за умов високої кислотності середовища, що наближається до рН = 2–3 у досліджуваних електролітах можливе утворення оксидної фази з мінімальним електродним потенціалом.

Утворення оксидної фази кобальту у вигляді CoO_2 стає можливим за набагато вищого потенціалу ніж у мангану. Однак із діаграми Пурбе випливає, що вміст кобальту може суттєво підвищуватись зі зміною кислотності в бік вищих рН (рН > 4). Перехід до рН, більших за 5, може призвести до зростання вмісту оксиду тривалентного мангану в анодному продукті. Але такі міркування не враховували наявності комплексоутворення іонів-металів із фторид-іоном.

Порівняння констант стійкості комплексів MnF^+ , FeF^+ , CoF^+ (табл. 2) показує приблизно однакову стійкість для перших двох комплексів і меншу для кобальту за температури 25 °С і однакової іонної сили ($\mu = 1,0$) [13].

Таблиця 2

Константи стійкості фторидних комплексів мангану, феруму і кобальту

Іон металу	Рівновага	lg K
Mn ²⁺	Mn ²⁺ + F ⁻ = MnF ⁺	0,7 ± 0,1
Fe ²⁺	Fe ²⁺ + F ⁻ = FeF ⁺	0,8
Co ²⁺	Co ²⁺ + F ⁻ = CoF ⁺	0,4
Mn ³⁺	Mn ³⁺ + F ⁻ = MnF ²⁺	до 5,5
Fe ³⁺	Fe ³⁺ + F ⁻ = FeF ²⁺	5,18
Co ³⁺	Co ³⁺ + F ⁻ = CoF ²⁺	–

З огляду на значно вищу стійкість комплексів тризарядних іонів наведених металів стадія окиснення фторокомплексів двозарядних металів до тризарядних, імовірно, є однією із стадій процесу окиснення на аноді.

Направлений підбір лігандів електроліту дасть можливість регулювати вміст допантів в анодному продукті. Особливо сильно кобальт в електроліті змінює вміст мангану для зразка 6. Такий низький вміст мангану свідчить про значну дефектність MnO₂, що підтвердили подальші термогравіметричні дослідження (табл. 3).

Термогравіметричний аналіз деяких зразків проводили з метою уточнити вміст гідроксидних груп, що відповідають за наявність дефектних станів у зразках, а також фізично-сорбованої зразками води.

Методика отримання зразків включала витримку промитого анодного осаду за температури 80 °C протягом години, незважаючи на це вміст фізично-сорбованої води у зразках може бути значним з огляду на напівморфність їх структурного порядку. Схематичний вигляд дериватограми зразка 4, допованого кобальтом, зображено на рис. 3.

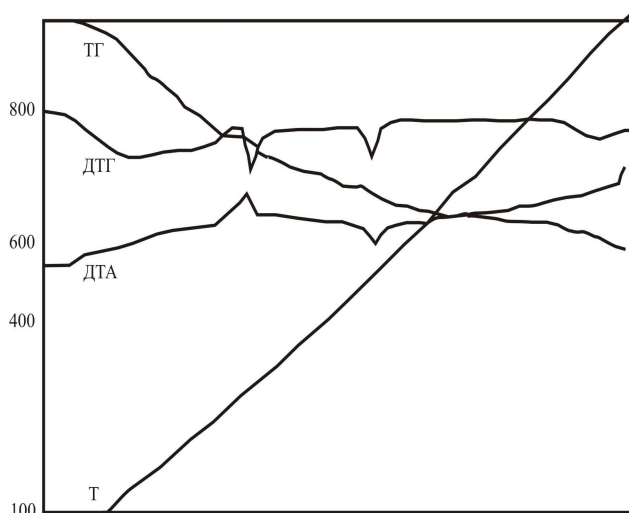


Рис. 3. Дериватограма зразка 4, допованого кобальтом

Порівняльний аналіз результатів термогравіметричного аналізу зразків 4 та 6 наведено у табл. 3.

З наведених у табл. 3 даних видно, що зразок 6 має значний вміст фізично сорбованої води, характерний для напівморфного стану.

Таблиця 3

Термогравіметричний аналіз зразків діоксиду мангану 4 та 6, допованих сульфатом кобальту

Втрата ваги, %	Зразок	
	4	6
H ₂ O (фізично сорбована)	6,1	~15,6
ОН ⁻ :		
поверхневі	1,4	1,2
об'єм (200-400 °C)	6,6	5,8
Втрата кисню	1,9	1,4
	(400–513 °C)	(400–490 °C)
Всього ОН ⁻ груп	8–10	Близько 8,4
Загальна	16	24
	(до 513 °C)	(до 490 °C)

Втрата кисню під час фазового переходу діоксид мангану – оксид мангану (III) є нижчою порівняно з недопованим оксидом мангану, отриманими електролітично за стандартними методиками [11].

Зразок 4 має більший вміст об'ємних ОН-груп порівняно із зразком 6, що має сприяти поліпшенню його транспортних властивостей.

За даними диференційного термічного аналізу можна зробити висновок, що основні ефекти ДТА кривої пов'язані з фазовим переходом у β-модифікацію діоксиду мангану за 340 °C, а ендоефект за 500 °C з відповідною втратою ваги спричинений вивільненням кисню у результаті утворення оксиду мангану (III).

Висновки

1. Синтезовано із фторвмісних електролітів зразки діоксиду мангану, що містять домішки іонів Fe²⁺ та Co²⁺.
2. Показано, що вплив іонів допантів на хімічний склад анодного продукту залежить від приросту допанту.
3. Причинами різного впливу слід вважати різницю електродних потенціалів редокс пар іонів допантів в електроліті а також комплексоутворення іонів-металів із фторид-іонами в електроліті.

Література

1. Бузова З.М. Состояние исследований диоксида марганца, используемой в химических источниках тока / З.М. Бузова, Р.П. Соболев // Электротехническая промышленность. Химические и физические источники тока. – 1982. – Вып. 1. – С. 6–8.
2. *Высокоэффективные оксидомарганцевые катализаторы реакции окисления СО в СО₂* / Н.Д. Иванова, С.В. Иванов, Е.И. Болдырев, И.С. Макеева // Журн. прикладной химии. – 2002. – 75. – С. 1452-1455.
3. *Suib S.L. Sorption, catalysis, and separation by design* / S.L. Suib // Chem. Innovation. – 2000. – Vol. 30, No. 3. – P. 27–33.
4. *Уэллс А. Структурная неорганическая химия* / А. Уэллс. – В 3т. – М.: Мир, 1987. – Т. 2. – 984 с.
5. *Кондрашев Ю.Д. Структура модификаций двуоксида марганца* / Ю.Д. Кондрашев, А.И. Заславский // Изв. Академии наук СССР. Сер. физич. – 1951. – XV, №2. – С. 179–186.
6. *De Wolff P.M. Interpretation of Some γ -MnO₂ Diffraction Patterns* / P.M. de Wolff // Acta cryst. – 1959. – 12, № 4. – P. 341–345.
7. *McKenzie R.M. The synthesis of birnessite, cryptomelane, and some other oxides and hydroxides of manganese* / R.M. McKenzie // Miner. Mag. – 1971. – 38. – P. 493.
8. *Parida K.M. Studies on MnO₂—I: Chemical Composition, Microstructure, and Other Characteristics of Some Synthetic MnO₂ of Various Crystalline Modifications* / K.M. Parida, S. B. Kanungo, B. R. Sant // Electrochim. Acta. – 1981. – 26. – P. 435.
9. *Tsuji M. Synthetic inorganic ion-exchange materials XXXVI. Synthesis of cryptomelane-type hydrous manganese dioxide as an ion-exchange material and their ion-exchange selectivities towards alkali and alkaline earth metal ions* / M.Tsuji, M. Abe // Solvent Extr. Ion Exch. – 1984. – 2. – P. 253.
10. *Structural and electrochemical studies of α -manganese dioxide (α -MnO₂)* / C.S. Johnson, D.W.Dees, M.F.Mansuetto et al. // J. Power Sources. – 1997. – 68. – P. 570.
11. *Практикум по прикладной электрохимии: учеб. пособие для вузов* / Н.Г. Бахчисарайцыян, Ю.В. Борисоглебский, Г.К. Буркат и др. / под ред. В.Н. Варыпаева, В.Н. Кудрявцева. – 3-е изд., перераб. — Л.: Химия, 1990. – 304 с.
12. *Справочник химика* / под ред. А.Б. Никольского. – 2-е изд., перераб. – Л.: Химия, 1965. – Т. 3. – 304 с.
13. *Иванова Н.Д. Соединения фтора в гальванотехнике* / Н.Д. Иванова, С.В. Иванов, Е.И. Болдырев. – К.: Наук. думка, 1986. – 235 с.

Стаття надійшла до редакції 17.06.09.

УДК 544.6 (045)

Г.В. Сокольський, к. х. н., доц.
Н.Д. Іванова, д. х. н., г. н. с.
С.В. Іванов, д. х. н., проф.
Є.І. Болдирєв, к. х. н.
О.В. Кобилінська, інж.
М.В. Демченко, інж.

ЕЛЕКТРОКАТАЛІТИЧНЕ ПЕРЕТВОРЕННЯ ЕТАНОЛУ НА ДОПОВАНОМУ ЛІТІЄМ ТА НАТРІЄМ ДІОКСИД МАНГАНОВОМУ ЕЛЕКТРОДІ

Розглянуто зразки діоксиду мангану, що отримані методом анодного електроосадження. Досліджено електрокаталітичну активність зразків у процесі окиснення етанолу методом вольтамперометрії. Виконано аналіз впливу домішок літію та натрію на електрокаталітичну активність діоксиду мангану.

Manganese dioxide samples have been prepared by the anode electrodeposition. The electrocatalytic activity of products obtained was investigated by the method of voltammetry for ethanol oxidation. The analysis of influence of additives of Li^+ and Na^+ on electrocatalytic activity of the obtained samples is carried out.

анодні покриття, вольтамперометрія, вуглецеві сполуки, діоксид мангану, електрокаталітичне перетворення, метод анодного електроосадження

Вступ

Діоксид мангану широко використовують як електродний матеріал у хімічних джерелах струму (ХДС) з водними та апротонними електролітами [1], каталізатор і окисник [2]. Інтерес до цієї сполуки не втрачає актуальності, що зумовлено насамперед її фізико-хімічними властивостями.

Для одержання цього оксиду застосовують сульфатні, нітратні, хлоридні електроліти. Швидкість електроосадження діоксиду мангану з цих електролітів недостатньо висока, а головне, потребує ретельного очищення електроліту. Це досягається за допомогою електролітів, що містять сполуки фтору.

Електроліти з різноманітними фторидними домішками (борфтористоводневі, силіцій-фтористоводневі та електроліти, що містять іон фтору) широко використовують фірми США, ФРН, Великобританії для одержання гальванічних покриттів та деяких сполук. Водночас, такі електроліти становлять інтерес з погляду інтенсифікації процесів, оскільки вони дозволяють реалізувати високу густину струму, тобто високі продуктивність і швидкість осадження, а також високі виходи за струмом. Ці електроліти стабільні і прості щодо контролю в процесі роботи.

Крім того, завдяки регулюванню швидкостей окремих стадій процесу окиснення-відновлення можна керувати фізико-хімічними властивостями одержуваного продукту, зокрема, діоксиду мангану. Його структура і фізико-хімічні властивості визначаються способом одержання – хімічним або електрохімічним [2].

У межах електрохімічного способу структура і властивості оксиду, як і ХДС на його основі, залежать від складу електроліту електроосадження, природи ліганду тощо. У зв'язку з цим дослідження електрохімічної кінетики процесу в разі змін зазначених параметрів є актуальним і своєчасним.

Як було показано в праці [3], використання електродних матеріалів на основі марганцевих октаедричних молекулярних сит (ОМС) для електрокаталітичного окиснення органічних сполук може бути перспективним для застосування в паливних елементах.

Електрохімічна активність матеріалів різних форм оксидів мангану типу піролюзиту, нсугиту, ОМС-2 синергетично підвищується у присутності Ru у вигляді 5 % суміші з вуглецем. Було показано, що матеріали ОМС-2 не тільки економічні, але й дуже електрохімічно активні.

У нашій роботі досліджувались подібні сполуки. Їх відмінністю порівняно з використаними у праці [3] є метод отримання – анодне окиснення мангану (II) з фторвмісних електролітів у присутності домішок іонів-металів (іонів-допантів).

Електрохімічний метод синтезу істотно впливає на стехіометричність отриманих продуктів, тобто завдяки високій концентрації дефектних позицій, що закріплюються в структурі гідроксидними групами, склад анодного осаду істотно відрізняється від стехіометричного, зокрема, від аналогічної сполуки, отриманої хімічним способом.

Додатковими чинниками, що збільшують дефектність сполуки, є наявність в електроліті анодного синтезу діоксиду мангану фторид-іонів та іонів-допантів інших металів. Домішки інших металів можуть впливати на розподіл фазових станів оксидної структурної матриці мангану. Слід відзначити складність структурної поведінки діоксиду мангану — відокремлюють як мінімум п'ять поліморфних видозмін цього оксидного матеріалу, що є термодинамічно стабільними за нормальних умов.

Метою роботи було дослідити процес анодного окиснення органічних сполук, насамперед етанолу на оксидноманганових електродах, та проаналізувати вплив допантів на нього.

Експериментальна частина

Для проведення анодного електросинтезу були обрані фторвмісні електроліти завдяки тому, що вони дозволяють регулювати склад кінцевого продукту – оксидного матеріалу на основі оксидів мангану в широких межах.

Склад фторвмісного електроліту був стандартним для проведення синтезу активних електродних матеріалів за даними праць [1; 2], однак вирізнявся тим, що до його складу входили домішки інших, окрім мангану, катіонів літію і натрію (див. таблицю).

Компоненти електролітів електрохімічного синтезу та їх концентрація, моль·л⁻¹

MnSO ₄ ·5H ₂ O	HF	LiOH	NaOH
0,7	0,25	-	-
0,7	0,25	0,1	-
0,7	0,25	-	0,1

Осадження проводили з застосуванням платинового катода, анодів на основі нержавіючої сталі, а густина струму становила 23–27 мА·см².

Основним методом дослідження електрокаталітичних властивостей MnO₂ в процесі анодного окиснення органічних сполук було обрано метод вольтамперометрії з лінійною розгорткою потенціалу.

Хроновольтамперограми реєстрували на універсальному потенціостаті-гальваностаті IPC-PRO, що є програмно-апаратним комплексом, складеним із вимірювального блока потенціостата та персонального комп'ютера зі встановленою на ньому програмою IPC2000.

Програмне забезпечення IPC2000 призначено для керування процесом вимірювань на потенціостаті-гальваностаті, приймання даних від потенціостата-гальваностата та їх подальшої математичної обробки.

Поляризаційні дослідження проводили у стандартній триелектродній електрохімічній комірці.

Потенціал вимірювали відносно стандартного хлорсрібного електрода порівняння.

Допоміжним електродом була платинова або сталева 1X18H10T пластина площею 4 см², яка перевищувала поверхню анода приблизно в 10 разів.

Капіляр Лuggіна мав діаметр 1 мм і розташовувався на відстані 1–2 мм від поверхні робочого електрода. Поляризаційні вимірювання проводили від значення стаціонарного потенціалу.

Швидкість сканування потенціалу при потенціодинамічних дослідженнях становила 1, 2, 5, 10, 20, 50 мВ·с⁻¹.

Електрокаталітичні властивості отриманих плівок діоксиду мангану, допованого іонами інших металів, досліджували відповідно до даних роботи [3] в електроліті такого складу:

H₂SO₄ – 2,5 моль·л⁻¹;

C₂H₅OH – 1 моль·л⁻¹.

Відмінність полягала в тому, що об'єктом анодного окиснення був обраний етиловий спирт замість метилового.

Усі використані в цих дослідженнях реактиви мали кваліфікацію вищу за «ч». Схему експериментальної установки показано на рис. 1.

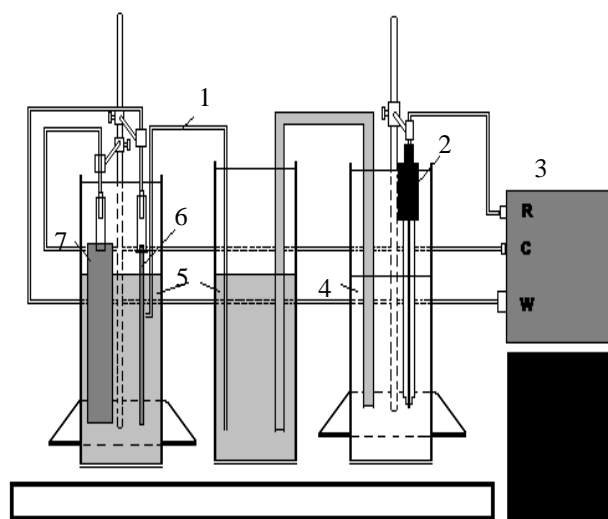


Рис. 1. Стандартна триелектродна комірка для електрокаталітичних досліджень:

- 1 – капіляр Лuggіна;
- 2 – електрод порівняння (хлорсрібний);
- 3 – потенціостат-гальваностат IPC-PRO;
- 4 – розчин KCl;
- 5 – розчин електроліту;
- 6 – робочий електрод;
- 7 – допоміжний електрод

Електрокаталітичну активність досліджуваних електродів оцінювали за допомогою поляризаційних залежностей у координатах Тафеля ($\eta - \lg i$).

Результати і обговорення

Електролітично отримували зразки діоксиду мангану, допованого іонами Na^+ та Li^+ , що досягалося введенням сполук відповідних металів у певній концентрації в електроліт електрохімічного синтезу.

Залежно від використаної при електросинтезі густини струму отримували покриття із задовільною адгезією до основи або пухкі осади, що випадали на дно електролізера.

Першочергово було перевірено електрокаталітичну активність основи — нержавіючої сталі марки 1X18H10T.

Результати такого дослідження за різних швидкостей сканування потенціалу показано на рис. 2.

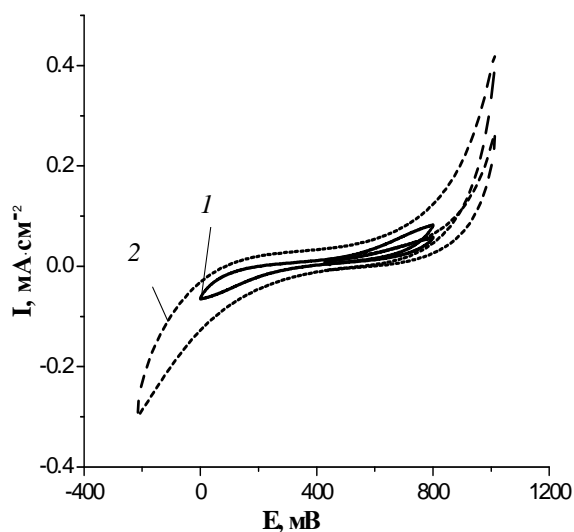


Рис. 2. Циклічні вольтамперограми електрокаталітичного окиснення етанолу на нержавіючій сталі марки 1X18H10T:
1 – $1 \text{ мВ} \cdot \text{с}^{-1}$;
2 – $50 \text{ мВ} \cdot \text{с}^{-1}$

«Вікно» сканування потенціалу на електроді з нержавіючої сталі становить $0 - 900 \text{ мВ}$ відносно хлорсрібного електрода порівняння.

Після цього дослідили електрокаталітичну активність платиного електрода за різних швидкостей сканування потенціалу, результати яких показано на рис. 3.

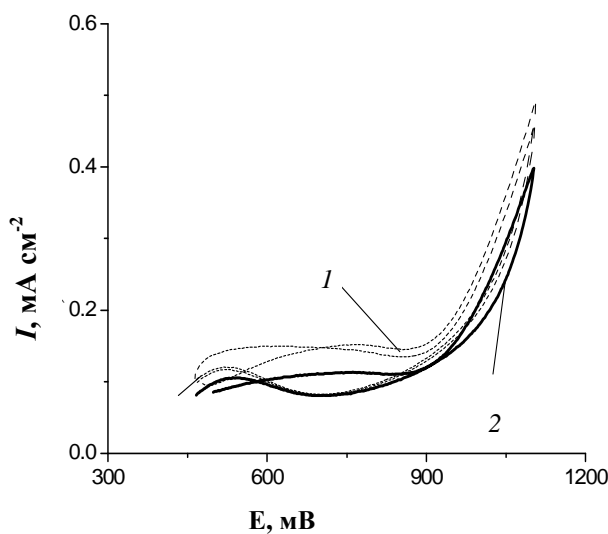


Рис. 3. Циклічні вольтамперограми електрокаталітичного окиснення етанолу на платиновому електроді:
1 – $10 \text{ мВ} \cdot \text{с}^{-1}$;
2 – $50 \text{ мВ} \cdot \text{с}^{-1}$

Після дослідження основи нержавіючої сталі та платини були досліджені електрокаталітичні властивості отриманих плівок оксиду мангану (IV), допованих іонами лужних металів за різних швидкостей сканування потенціалу (рис. 4).

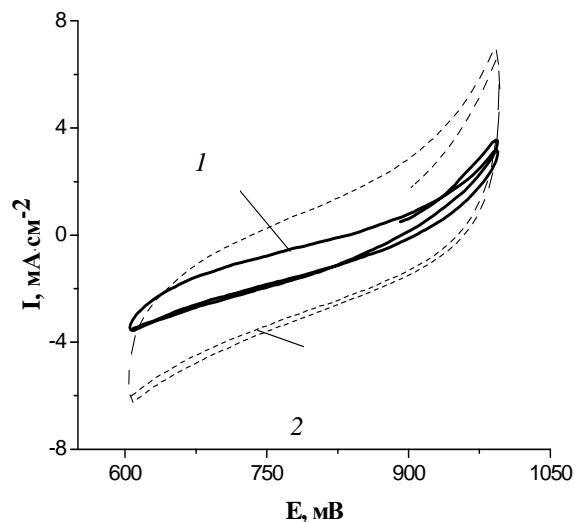


Рис. 4. Циклічні вольтамперограми електрокаталітичного окиснення етанолу на плівках MnO_2 :
1 – $2 \text{ мВ} \cdot \text{с}^{-1}$;
2 – $20 \text{ мВ} \cdot \text{с}^{-1}$

Відмінністю поведінки плівкового електрода на основі діоксиду мангану був більш позитивний стаціонарний потенціал порівняно зі сталевим і платиновим електродами на $400 - 500 \text{ мВ}$ у досліджуваному електроліті.

Анодне окиснення на діоксиді мангану і на нержавіючій сталі марки 1X18H10T порівнювали в координатах Тафеля (η — $\lg i$). На рис. 5 показано, що за одного й того ж значення перенапруги струм на плівковому діоксид мангановому електроді значно вищий.

З показаного на рис. 5 порівняння анодних частин циклічних вольтамперограм можна побачити, що плівкові покриття на основі оксиду мангану (IV) за своєю електрокаталітичною активністю в процесі окиснення спиртів значно перевищують активність основи – нержавіючої сталі та платиновий анод. У свою чергу зразки, доповані натрієм, за своєю активністю перевершують чисті оксидноманганові електроди.

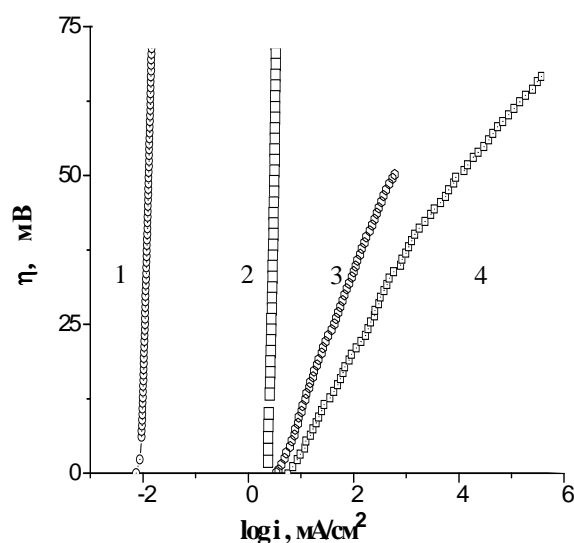


Рис. 5. Залежність перенапруги η від $\log i$ для електрокаталітичного окиснення етанолу:

1 – 1X18H10T;

2 – Pt;

3 – MnO_2 ;

4 – MnO_2 , допований іонами Na^+

Таким чином показано, що плівкові електроди на основі діоксиду мангану, доповані іншими металами, виявляють електрокаталітичні властивості в спиртових розчинах і кислотному середовищі.

Отримані анодні покриття проявляють нормальну адгезію до нержавіючої сталі марки 1X18H10T.

Висновки

1. Синтезовано з фторвмісних електролітів зразки діоксиду мангану, що містять домішки іонів Li^+ і Na^+ .
2. Порівняно активності на основі синтезованих оксидноманганових зразків нержавіючої сталі 1X18H10T і платини.
3. Показано, що оксидноманганові анодні покриття, доповані іонами натрію та літію, виявляють найбільшу активність порівняно з електродами на основі платини та нержавіючої сталі марки 1X18H10T у спиртових розчинах і кислотному середовищі.

Література

1. *Получение диоксида марганца из фторсодержащих электролитов* / Н.Д. Иванова, Е.И. Болдырев, И.С. Макеева, Г.В. Сокольский // Журн. прикладной химии. – 1998. – 71, № 7. – С. 1209–1211.
2. *Влияние допущения ионами меди та літію на фізико-хімічні властивості діоксиду мангану* / Г.В. Сокольський, Н.Д. Иванова, С.В. Иванов, Є.І. Болдырев // Порошковая металлургия. – 2006. – №3/4. – С. 62–66.
3. *Enhanced electrocatalytic activity of carbon-supported MnOx/Ru catalysts for methanol oxidation in fuel cells* / J. S. Rebello, P. V. Samant, J. L. Figueiredo, J. V. Fernandes // Journal of Power Sources. – 2006. – 153. – P. 36–40.

Стаття надійшла до редакції 17.06.09.

УДК 661.183.7

О.І. Косенко, к.х.н., доц.
А.Д. Кустовська, к.х.н., доц.

ГІДРОТЕРМАЛЬНЕ МОДИФІКУВАННЯ СТРУКТУРИ СИЛІКАГЕЛІВ

Досліджено гідротермальне модифікування силікагелів різної пористої структури. Показано можливість отримання макропористих кремнеземних матеріалів, які можуть застосовуватися як носії в каталітичних процесах нафтопереробки та нафтохімії. Отримані результати пояснені особливостями масоперенесення в порах різного розміру.

Hydrothermal modification of silica gels of various porous structure was investigated. The opportunity of synthesis of macroporous silica materials that can be used as blank substrate in the catalytic processes of petroleum refining and petrochemistry was shown. The results obtained were explained by peculiarity of mass transfer in the pores of various size.

адсорбційний об'єм пор, гідротермальне модифікування, діаметр пор, каталітичний процес, носій, питома поверхня, пориста структура, силікагель

Постановка проблеми

Аналіз сучасного стану світової енергетики свідчить, що попит на моторні палива, який постійно зростає, потребує подальших досліджень переробки нафти, розроблення нових технологічних процесів переробки вторинних видів сировини (тяжких вакуумних дистилатів, залишкових фракцій), підвищення якості моторних палив.

Всі основні технологічні процеси переробки нафти (процеси крекінгу, риформінгу, гідрогенізації) є каталітичними з великою кількістю різних реакцій – реакції розриву вуглець – вуглецевого ланцюга, перерозподілу водню, ізомеризації, полімеризації олефінів, розриву та перегрупування вуглеводневих кілець, циклізації, ароматизації, конденсації, дегідрування, переміщення подвійного зв'язку і перебудови вуглецевого каркаса олефінів та ін. [1].

Для кожного каталітичного процесу потрібні свої каталізатори і свої носії каталітично активних речовин. Головні вимоги, які висуваються до носіїв – це певна пориста структура (значення питомої поверхні, об'єм та розмір пор) і хімія поверхні (кислотно-основні властивості активних центрів). Створення пористих матеріалів різної структури є одним із кроків до розширення спектра каталітичних процесів у нафтопереробці і збільшення їх ефективності.

Теоретичні відомості

У промислових каталітичних процесах найбільш поширеними є адсорбційні каталізатори, які являють собою пористий матеріал (носій), на поверхню якого нанесено каталітично активну речовину [2].

З-поміж носіїв каталізаторів одним із найпоширеніших є силікагель завдяки його економічності і великим можливостям регулювання пористої структури. Пористу структуру силікагелю можна змінювати як на стадіях синтезу, так і різними методами оброблення готового гідрогелю або ксерогелю.

Геометричному модифікуванню силікагелів присвячено ряд робіт [3–5]. Проте дані досліджень важко порівнювати, а іноді вони суперечливі через неідентичність умов отримання та модифікування силікагелів. З відомих методів геометричного модифікування кремнеземних адсорбентів – термічного, термопарового і гідротермального – найефективнішим є метод гідротермальної обробки, оскільки він дає змогу змінювати текстуру кремнеземних адсорбентів у більш м'яких умовах і в більш широких межах.

Мета цієї роботи – дослідження гідротермального модифікування силікагелів різної пористої структури, з'ясування механізму перебудови каркаса силікаксерогелю в гідротермальних умовах і розроблення методу отримання макропористих кремнеземних носіїв з питомою поверхнею, меншою за 40 м²/г, які можуть бути застосовані в каталітичних реакціях процесів нафтопереробки і нафтохімії.

Експериментальна частина

Об'єктами дослідження у цій роботі були крупнопористий силікагель (СГ-К) та мікропористий (СГ-М), котрі були синтезовані з рідкого скла та сірчаної кислоти та мали однаковий хімічний склад, але різну пористу структуру, параметри якої подано в таблиці.

Вплив умов гідротермальної обробки на структуру силікагелю

Умови ГТО	Силікагель крупнопористий (СГ-К)								
T, K	$t, \text{год}$	$S, \text{м}^2/\text{г}$	$V_S, \text{см}^3/\text{г}$	$V_{\Sigma}, \text{см}^3/\text{г}$	$d, \text{Å}$	$S, \text{м}^2/\text{г}$	$V_S, \text{см}^3/\text{г}$	$V_{\Sigma}, \text{см}^3/\text{г}$	$d, \text{Å}$
Вихідний СГ		290	0,85	0,82	115	660	0,37	0,37	22
373	3	150	0,58	0,83	220	630	0,38	0,38	24
	6	130	0,46	0,83	250	650	0,40	0,35	22
	12	103	0,31	0,84	325	600	0,36	0,37	24
	24	97	0,33	0,84	345	610	0,38	0,35	22
423	3	80	0,23	0,86	420	520	0,34	0,32	24
	6	65	0,19	0,84	510	460	0,32	0,31	26
	12	49	0,17	0,84	685	430	0,33	0,32	30
	24	35	0,12	0,84	960	370	0,30	0,32	34
473	3	34	0,13	0,82	965	340	0,35	0,33	38
	6	35	0,14	0,81	925	310	0,33	0,33	42
	12	29	0,14	0,85	1170	190	0,31	0,32	68
	24	23	0,14	0,83	1445	150	0,30	0,33	88
523	3	20	0,10	0,83	1660	100	0,29	0,25	100
	6	20	0,10	0,83	1660	70	0,25	0,27	154
	24	–	–	–	–	56	0,18	0,24	171
573	3	15	0,13	0,83	2215	62	0,21	0,26	168
	6	9	0,10	0,86	3820	69	0,17	0,27	157
	24	–	–	–	–	37	0,07	0,29	314

Гідротермальну обробку силікагелів (ГТО) проводили в автоклаві протягом 3–24 годин в інтервалі температур 373–573 К під тиском, що відповідає тиску насиченої водяної пари. Питомі поверхні силікагелів S , граничний сорбційний об'єм пор V_S і діаметр пор d розраховували із ізотерм адсорбції метанолу за методом БЕТ, сумарний об'єм пор V_{Σ} визначали методом просочування [6; 7]. Ізотерми адсорбції-десорбції парів метанолу зображено на рис. 1 на крупнопористому і мікропористому силікагелях (вихідних та гідротермально оброблених за різних температур протягом 3 год).

З рис. 1, а видно, що зі зростанням температури оброблення крупнопористого силікагелю зменшується заповнення в ділянці мономолекулярного шару, тобто зменшується питома поверхня, сорбційний об'єм пор, зникають петлі гістерезису і зсув підйому ізотерми в ділянку високих відносних тисків, що свідчить про формування широкопористої структури силікагелю.

Аналогічна тенденція спостерігається і під час обробки мікропористого силікагелю (рис. 1, б) – зі зростанням температури обробки зменшується адсорбція під дією малих і середніх відносних тисків пари, зсув петлі гістерезису в ділянку більших відносних тисків, що свідчить про зменшення питомої поверхні і зростання діаметра пор.

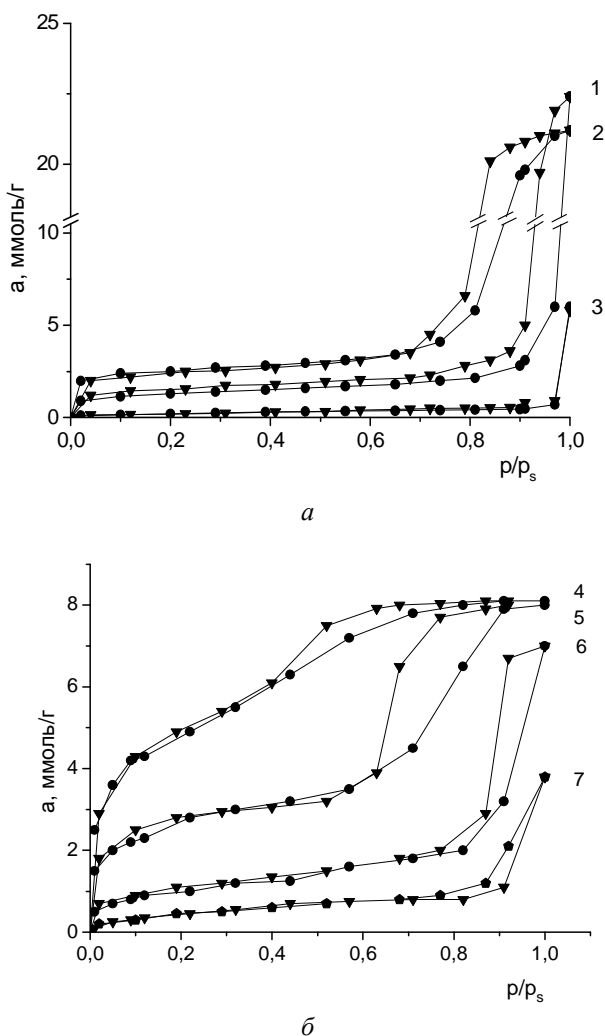


Рис. 1. Ізотерми адсорбції (●) і десорбції (▼) метанолу на силікагелях:
 а – значення сорбції (десорбції);
 p/p_s – відносний тиск пари метанолу;
 а – вихідний силікагель крупнопористий (2) і гідротермально оброблений протягом 3 год за температури: 1 – 373 К; 3 – 523 К;
 б – вихідний силікагель мікропористий (4) і гідротермально оброблений протягом 3 год за температури: 5 – 473 К; 6 – 523 К; 7 – 573 К;

Параметри пористої структури силікагелів залежно від умов гідротермальної обробки наведено в таблиці. Аналіз даних таблиці показує, що загальними закономірностями у зміні текстури силікасерогелю під час гідротермальної обробки є зменшення питомої поверхні й сорбційного об'єму пор, а також збільшення діаметра пор зі збереженням сумарного об'єму пор, однак мікропористий силікагель більш стійкий до гідротермального модифікування, ніж крупнопористий:

обробка за температури 373 К не викликає змін у текстурі мікропористого силікагелю на відміну від крупнопористого.

Ще більш виразно різницю стійкості структури мікропористого і крупнопористого силікагелів видно на рис. 2, де подано залежність відносного зменшення поверхні w від часу обробки за різних температур: так, якщо температура становить 373 К і час гідротермальної обробки 24 години, значення $w = 7,5\%$ для СГ-М і 66,5% для СГ-К.

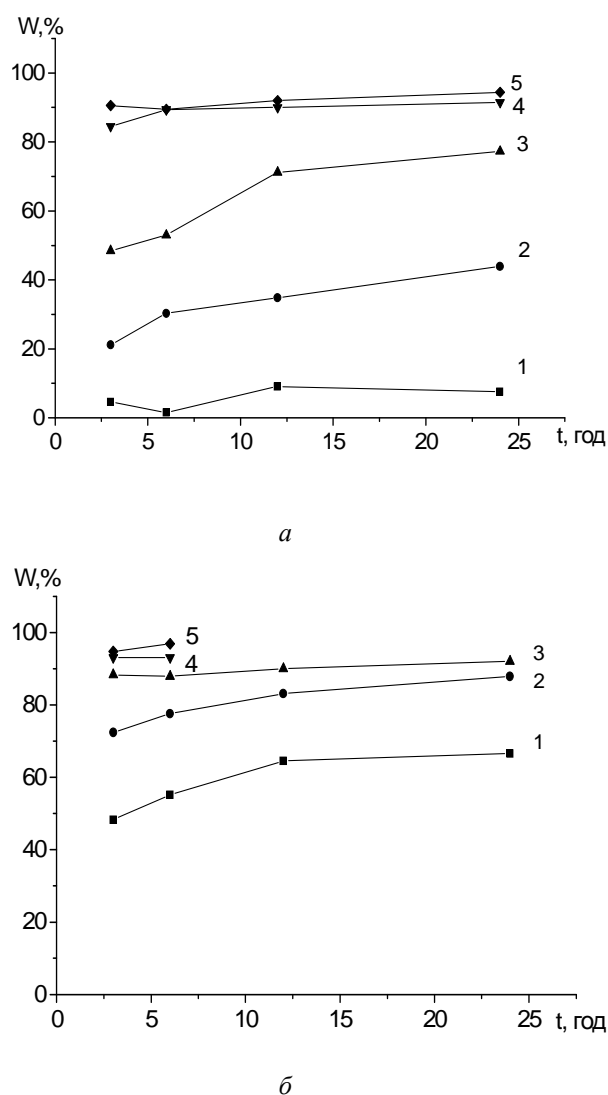


Рис. 2. Залежність відносного зменшення поверхні w крупнопористого силікагелю СГ-К (а) і мікропористого силікагелю СГ-М (б) від часу ГТО (у годинах) за різних температур:
 1 – 373 К;
 2 – 423 К;
 3 – 473 К;
 4 – 523 К;
 5 – 573 К

Отримані результати гідротермального модифікування силікасерогелів можна пояснити на основі глобулярної моделі будови кремнеземних сорбентів і механізмів процесів, що відбуваються у процесі їх старіння [4; 8]. Згідно з цими уявленнями, силікагель має глобулярну будову і є системою нерівноважною, яка має великий запас вільної енергії. Прагнення цієї системи до рівноваги обумовлює збільшення глобул, яке відбувається у процесі старіння силікагелю, а також гідротермальної обробки, причому в умовах ГТО процес укрупнення глобул багатократно прискорюється завдяки високим температурам та наявності вологи. Відбувається збільшення глобул у результаті процесів поверхневої самодифузії і розчинення-осадження кремнезему. Механізм цих процесів обумовлений залежністю хімічного потенціалу від кривизни поверхні, що описується формулою

$$\mu_r = \mu_0 + 2\sigma V/r,$$

де

μ_r – хімічний потенціал поверхні з радіусом r ;

μ_0 – хімічний потенціал плоскої поверхні;

σ – питома вільна поверхнева енергія;

V – мольний об'єм речовини.

Оскільки найбільший хімічний потенціал і розчинність мають ділянки з найбільшою кривизною, тобто з найменшим радіусом, то відбувається розчинення дрібних часток каркаса силікагелю, перенесення кремнезему через рідку фазу та осадження його в місцях з меншою та від'ємною кривизною поверхні (на поверхні більших часток і в місцях їх контактів). У результаті зменшується кількість часток в одиниці маси речовини і збільшується їх розмір, що спричиняє зменшення поверхні силікагелю.

Причина зменшення сорбційного об'єму пор, що спостерігається під час гідротермальної обробки, полягає в утворенні макропор, розміри яких виключають можливість їх об'ємного заповнення.

Також під час гідротермальної обробки дрібнопористого силікагелю відбувається зменшення сумарного об'єму пор. Пояснити це можна тим, що поряд із процесами розчинення-осадження у дрібнопористих силікагелях вже за низьких температур (до 673 К) помітну роль може відіграти процес в'язкої течії (спікання), який викликає усадку скелета силікагелю. Сумарний об'єм пор крупнопористих силікагелів під час обробки залишається майже незмінним.

На підставі отриманих у роботі даних було розраховано енергію активації процесу скорочення поверхні силікагелю, яка становить близько 40 кДж/моль для крупнопористого силікагелю і близько 50 кДж/моль для мікропористого силікагелю. Таке значення енергії активації свідчить про те, що процес гідротермального старіння силікагелю є хімічним і його швидкість лімітується не дифузійними процесами масоперенесення в рідкій фазі, енергія активації яких не перевищує зазвичай 20 кДж/моль, а швидкістю процесів розчинення кремнезему та поверхневої самодифузії.

Висновки

Експериментальні дані, отримані в роботі, показують, що за умови однакового хімічного складу більш придатним до геометричного модифікування пористої структури в гідротермальних умовах є крупнопористий силікасерогель, обробка якого вже за низьких температур (423 К) спричиняє суттєві зміни його структури і дає змогу отримати широкопористі носії каталітично активних речовин. Вирішальну роль у гідротермальному модифікуванні силікагелю відіграють процеси поверхневої самодифузії і розчинення-осадження кремнезему.

Література

1. *Ахметов С.А.* Технология глубокой переработки нефти и газа / С.А. Ахметов. – Уфа: Гилем, 2002. – 672 с.
2. *Нефедов Б.К.* Катализаторы процессов углубленной переработки нефти / Б.К. Нефедов., Е.Д. Радченко, Р.Р. Алиев. – М.: Химия, 1992. – 266 с.
3. *Старение* силикагеля, диоксидов титана, циркония и олова / Чертов В.М., В.В. Цырина, Н.Т. Окопная // Укр. хим. журн. – 1985. – № 6, 51. – С. 613–614.
4. *Чертов В.М.* Некоторые особенности гидротермального старения силикагеля / В.М. Чертов, В.В. Цырина // Колл. журн. – 1985. – Т. 47. – Вып. 5. – С. 922–926.
5. *Неймарк И.Е.* Синтетические минеральные адсорбенты и носители катализаторов / И.Е. Неймарк. – К.: Наук. думка, 1982. – 104 с.
6. *Кельцев Н.В.* Основы адсорбционной техники / Н.В. Кельцев. – М.: Химия, 1984. – 592 с.
7. *Грег С.* Адсорбция, удельная поверхность, пористость / С. Грег, К. Синг. – М.: Мир, 1970. – 407 с.
8. *Шабанова Н.А.* Процесс перехода золя в гель и ксерогель в коллоидном кремнеземе / Н.А. Шабанова, Н.В. Труханова // Коллоидный журнал. – 1989. – Т. 51, Вып. 6. – С. 1157–1163.

АВТОРИ НОМЕРА

Аксѡнов Олег Олегович. Аспірант кафедри екології Національного авіаційного університету.

Алексєєв Олег Миколайович. Асистент кафедри аеронавігаційних систем. Головний фахівець-інспектор Управління незалежних авіаційних розслідувань подій Державної авіаційної адміністрації.

E-mail: oalexeev@yahoo.com

Аль-Амморі Алі (Сирія). Кандидат технічних наук. Докторант кафедри транспортного права, системного аналізу та логістики Національного транспортного університету.

Архіпова Галина Іванівна. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри екології Національного авіаційного університету.

Бабікова Катерина Олександрівна. Студентка Національного авіаційного університету.

Барабаш Марія Сергіївна. Кандидат технічних наук. Старший науковий співробітник. Доцент кафедри комп'ютерних технологій будівництва Національного авіаційного університету.

Бахова Наталя Іванівна. Кандидат фізико-математичних наук. Доцент кафедри аерокосмічної геодезії Національного авіаційного університету. Науковий співробітник Інституту геофізики ім. С.І. Субботіна Національної академії наук України.

Білошицький Павло Васильович. Доктор медичних наук. Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки. Завідувач Ельбруської медико-біологічної станції Національної академії наук України (1972–1993). Перший заступник директора Міжнародного центру астрономічних та медико-екологічних досліджень (1993–2005).

Білявський Георгій Олексійович. Доктор геолого-мінералогічних наук. Професор кафедри екології Національного авіаційного університету.

Болдирєв Євген Іванович. Кандидат хімічних наук. Старший науковий співробітник Інституту загальної та неорганічної хімії ім. В.І. Вернадського Національної академії наук України.

Бородій Віктор Миколайович. Старший викладач кафедри технологій відновлення авіаційної техніки Національного авіаційного університету.

Буцик Іван Михайлович. Кандидат педагогічних наук. Начальник відділу контролю обслуговування повітряного руху Центра контролю виробничої діяльності інспекції внутрішнього контролю і аудиту Державного підприємства обслуговування повітряного руху України «Укранерорух».

Вовк Володимир Григорович. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри систем управління літальними апаратами Національного авіаційного університету.

E-mail: biest@rambler.ru

Галушка Юлія Олександрівна. Магістр Національного авіаційного університету.

E-mail: yulysya@ukr.net

Гладков Олексій Васильович. Аспірант кафедри комп'ютеризованих систем управління Національного авіаційного університету. Завідувач сектору інформаційних технологій та комп'ютеризації Міністерства освіти і науки України.

E-mail: a_gladkov@mon.gov.ua

Государська Інна Леонідівна. Асистент кафедри безпеки життєдіяльності Національного авіаційного університету.

E-mail: gil_@mail.ru

Гулевець Вадим Дмитрович. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри землевпорядкувальних технологій аеропортів Національного авіаційного університету.

Дев'яткіна Світлана Сергіївна. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри електротехніки і світлотехніки Національного авіаційного університету.

E-mail: lanasunshine@voliacable.com

Демченко Максим Васильович. Інженер кафедри хімії та хімічної технології Національного авіаційного університету.

Джоган Олег Михайлович. Провідний конструктор ТОВ «Аеромеханіка».

Дишлевий Олексій Петрович. Аспірант кафедри інженерії програмного забезпечення Національного авіаційного університету

E-mail: odishlevy@ukr.net

Довгаль Андрій Григорович. Асистент кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету.

E-mail: 270579@ukr.net

Дубровський Сергій Станіславович. Аспірант кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету.

E-mail: Sergei.dubrovski@mail.ru

Завада Андрій Анатолійович. Кандидат технічних наук. Начальник науково-дослідної лабораторії проблем безпеки інформації в інформаційно-комунікаційних системах наукового центру Житомирського військового інституту ім. С.П. Корольова Національного авіаційного університету.

E-mail: androidz@pisem.net

Задніпровська Світлана Миколаївна. Аспірант кафедри технологій відновлення авіаційної техніки Національного авіаційного університету.

Зайончковський Генадій Йосипович. Доктор технічних наук. Професор. Завідувач кафедри гідрогазових систем Національного авіаційного університету.

Іванов Сергій Віталійович. Доктор хімічних наук. Професор. Проректор з навчально-методичної роботи Національного авіаційного університету. Завідувач кафедри хімії та хімічної технології Національного авіаційного університету.

Іванова Наталія Дмитрівна. Доктор хімічних наук. Провідний науковий співробітник Інституту загальної та неорганічної хімії ім. В.І. Вернадського Національної академії наук України.

Кажан Катерина Іванівна. Аспірант кафедри безпеки життєдіяльності Національного авіаційного університету.

E-mail: kazhank@gmail.com

Качало Ірина Андріївна. Студентка Національного авіаційного університету.

Клюс Ірина Степанівна. Кандидат фізико-математичних наук. Доцент кафедри вищої математики Національного авіаційного університету.

E-mail: Klyus_i@ukr.net

Ключко Олена Михайлівна. Кандидат біологічних наук. Доцент. Докторант кафедри радіоелектроніки Національного авіаційного університету.

E-mail: iesy@nau.edu.ua

Кобилінська Ольга Володимирівна. Інженер кафедри хімії та хімічної технології Національного авіаційного університету.

Ковалевський Едуард Олександрович. Кандидат технічних наук. Старший науковий співробітник кафедри аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету.

Ковбасюк Сергій Валентинович. Кандидат технічних наук. Старший науковий співробітник. Провідний науковий співробітник науково-дослідної лабораторії проблем розробки застосування та експлуатації космічних та геоінформаційних систем наукового центру Житомирського військового інституту ім. С.П. Корольова Національного авіаційного університету.

Косенко Олена Іванівна. Кандидат хімічних наук. Доцент кафедри хімії та хімічної технології Національного авіаційного університету.

E-mail: kosenko.olena@mail.ru

Косицька Тетяна Миколаївна. Кандидат хімічних наук. Старший науковий співробітник Інституту інформаційно-діагностичних систем Національного авіаційного університету.

Костенко Оксана Павлівна. Аспірант кафедри технологій відновлення авіаційної техніки Національного авіаційного університету.

E-mail: witlab@nau.edu.ua

Коцюбинська Людмила Михайлівна. Студентка Національного авіаційного університету. Технік I категорії ВАТ «УкрНДІпроектстальконструкція ім. В.М. Шимановського».

E-mail: kissska88@gmail.com

Краля Віталій Олександрович. Кандидат технічних наук. Старший науковий співробітник. Професор кафедри технологій відновлення авіаційної техніки Національного авіаційного університету.

Кулик Микола Сергійович. Доктор технічних наук. Професор. Заслужений діяч науки і техніки України. Лауреат Державної премії України в галузі науки. Ректор Національного авіаційного університету. Завідувач кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету.

E-mail: kms@nau.edu.com

Кустовська Антоніна Дмитрівна. Кандидат хімічних наук. Доцент кафедри хімії та хімічної технології Національного авіаційного університету.

E-mail: akust@bigmir.net

Кучер Олексій Григорович. Доктор технічних наук. Професор кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету.

E-mail: kucher@nau.edu.com

Лаврик Тетяна Юрївна. Студентка Національного авіаційного університету.

Лемко Олег Львович. Доктор технічних наук. Старший науковий співробітник. Головний науковий співробітник Державного підприємства науково-виробничого об'єднання «Київський інститут автоматики».

E-mail: lemko@i.com.ua

Лоза Ірина Петрівна. Студентка Національного авіаційного університету.

E-mail: Irina290500@bigmir.net

Ляшенко Лариса Анатоліївна. Студентка Національного авіаційного університету.

E-mail: lyashenko-larisa@mail.ru

Макаренко Віталій Миколайович. Аспірант кафедри безпеки життєдіяльності Національного авіаційного університету. Молодший науковий співробітник Національного авіаційного університету.

E-mail: vitmakarenko@ Rambler.ru

Макаренко Микола Васильович. Доктор біологічних наук. Провідний науковий співробітник Інституту фізіології України ім. О.О. Богомольця. Лауреат премії ім. О.О. Богомольця. Академік Аерокосмічної академії.

Матійчик Михайло Петрович. Кандидат технічних наук. Доцент. Завідувач кафедри організації авіаційних робіт та послуг Національного авіаційного університету.

E-mail: oarg@a.ua.

Мільцов Володимир Євгенович. Науковий співробітник кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету.

E-mail: miltsov@ukr.net

Місірук Тетяна Анатоліївна. Студентка Національного авіаційного університету. Технік I категорії ВАТ «УкрНДДПроектстальконструкція ім. В.М. Шимановського».

E-mail: Mussyuk@gala.net

Міщенко Володимир Олександрович. Ад'юнкт науково-організаційного відділу Військового інституту телекомунікацій та інформатизації Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут».

E-mail: mischenko_w@ukr.net

Нечай Олександр Сергійович. Аспірант кафедри інженерії програмного забезпечення Національного авіаційного університету. Асистент кафедри інженерії програмного забезпечення Національного авіаційного університету.

E-mail: alexander.nechay@livenau.net

Ніколаєв Кирило Дмитрович. Науковий співробітник Національного педагогічного університету ім. М.П. Драгоманова.

E-mail: nikolaev.kirill@gmail.com

Омельченко Євгеній Валерійович. Студент Національного авіаційного університету.

Остроумов Іван Вікторович. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету.

E-mail: ostroumovv@ukr.net

Першаков Валерій Миколайович. Кандидат технічних наук. Старший науковий співробітник. Професор кафедри комп'ютерних технологій будівництва Національного авіаційного університету.

E-mail: pershakov@nau.edu.ua

Поліщук Сергій Тимофійович. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету.

Полькова Юлія Сергіївна. Аспірант кафедри екології Національного авіаційного університету. Молодший науковий співробітник відділу проблем екологічної безпеки Інституту геохімії навколишнього середовища НАН та МНС України.

E-mail: polkova@ukr.net

Поляков Антон Павлович. Студент Національного авіаційного університету.

E-mail: anton_polyakov@ukr.net

Прусов Дмитро Едуардович. Кандидат технічних наук. Доцент. Старший науковий співробітник. Докторант кафедри реконструкції аеропортів та автошляхів Національного авіаційного університету.

E-mail: prusov@nau.edu.ua

Ракушев Михайло Юрійович. Кандидат технічних наук. Старший науковий співробітник науково-дослідної лабораторії проблем безпеки інформації в інформаційно-комунікаційних системах наукового центру Житомирського військового інституту ім. С.П. Корольова Національного авіаційного університету.

Родченко Олександр Васильович. Асистент кафедри комп'ютерних технологій будівництва Національного авіаційного університету.

E-mail: s140983t@bigmir.net

Романовський Михайло Дмитрович. Студент Національного авіаційного університету.

E-mail: mishel_rom@bigmir.net

Романчук Ольга Миколаївна. Студентка Національного авіаційного університету.

Самотокін Б.Б. Доктор технічних наук. Професор. Проректор з міжнародних зв'язків Київського міжнародного університету.

Свирид Михайло Миколайович. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри технології відновлення авіаційної техніки Національного авіаційного університету.

Сидоров Микола Олександрович. Доктор технічних наук. Професор. Декан факультету комп'ютерних наук Інституту комп'ютерних технологій Національного авіаційного університету. Завідувач кафедри інженерії програмного забезпечення Національного авіаційного університету.

E-mail: nikolay.sidorov@livenau.net

Силка Назар Васильович. Консультант Державного підприємства науково-виробничого об'єднання «Київський інститут автоматики».

E-mail: Sylka@list.ru

Синило Катерина Вікторівна. Асистент кафедри безпеки життєдіяльності Національного авіаційного університету.

E-mail: katrin_sin@ukr.net

Ситник Олександр Григорович. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри авіоніки Національного авіаційного університету.

Ситнянських Любов Михайлівна. Асистент кафедри авіоніки Національного авіаційного університету.

Сокольський Георгій Володимирович. Кандидат хімічних наук. Доцент кафедри хімії та хімічної технології Національного авіаційного університету.

E-mail: sokol@bg.net.ua

E-mail: gvsokol@bg.net.ua

Стріха Максим Віталійович. Доктор фізико-математичних наук. Заступник міністра освіти і науки України.

E-mail: m_stricha@mon.gov.ua

Субач Ігор Юрійович. Кандидат технічних наук. Доцент. Начальник кафедри бойового застосування математичного та програмного забезпечення автоматизованих систем управління військами Військового інституту телекомунікацій та інформатизації Національного технічного університету «Київський політехнічний інститут»

E-mail: igor_subach@ukr.net

Суворова Наталія Олександрівна. Асистент кафедри організації авіаційних робіт та послуг Національного авіаційного університету.

Сущенко Ольга Андріївна. Кандидат технічних наук. Доцент. Професор кафедри систем управління літальними апаратами Національного авіаційного університету.

E-mail: fsu@nau.edu.ua

Талах Світлана Михайлівна. Кандидат технічних наук. Доцент. Докторант кафедри реконструкції аеропортів та автошляхів Національного авіаційного університету.

E-mail: raa-nau@ukr.net

Тачиніна Олена Миколаївна. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри автоматизації та енергоменеджменту Національного авіаційного університету.

E-mail: tachinina@rambler.ru

Трушківська Наталя Леонідівна. Магістр Національного авіаційного університету.

Ударцева Тетяна Євгенівна. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри безпеки життєдіяльності Національного авіаційного університету.

Філоненко Сергій Федорович. Доктор технічних наук. Професор. Директор Інституту інформаційно-діагностичних систем Національного авіаційного університету.

Харченко Володимир Петрович. Доктор технічних наук. Професор. Заслужений діяч науки і техніки України. Лауреат Державної премії України в галузі науки. Проректор з наукової роботи Національного авіаційного університету. Завідувач кафедри аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету.

E-mail: nanka@nau.edu.ua

Хімко Андрій Миколайович. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри технологій відновлення авіаційної техніки Національного авіаційного університету.

E-mail: andreymkhimko@rambler.ru.edu.ua

Хлюст Павло Олександрович. Студент Національного авіаційного університету.

E-mail: pavel_khlust@bk.ru

Холод Наталія Вікторівна. Аспірант кафедри технологій відновлення авіаційної техніки Національного авіаційного університету.

Хусайнов Павло Валентинович. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри бойового застосування математичного та програмного забезпечення автоматизованих систем управління військами Військового інституту телекомунікацій та інформатизації Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут».

E-mail: indesys@ukr.net

Цихановський Валентин Костянтинович. Доктор технічних наук. Професор кафедри реконструкції аеропортів та автошляхів Національного авіаційного університету.

Чепіженко Валерій Іванович. Кандидат технічних наук. Старший науковий співробітник. Докторант Національного авіаційного університету.

E-mail:psv@nau.edu.ua

Щепетов Віталій Володимирович. Доктор технічних наук. Професор кафедри землевпорядкувальних технологій Національного авіаційного університету.

Якобчук Олександр Євгенович. Старший викладач кафедри технологій відновлення авіаційної техніки Національного авіаційного університету.

Ярова Світлана Михайлівна. Магістр Національного авіаційного університету.

E-mail:Sonce_161087@mail.ru

ВИМОГИ ДО ОФОРМЛЕННЯ СТАТЕЙ

Науковий журнал “Вісник Національного університету” друкує оригінальні наукові статті, які не знаходяться на розгляді для опублікування в інших виданнях.

Стаття має бути структурована (поділена на розділи з заголовками) і відповідно до вимог ВАК України містити такі елементи (Бюл. ВАК України. – 2003. – №1. – С. 2):

1) постановку проблеми в загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями;

2) аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання проблеми і на які спирається автор, виділення невирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття;

3) формулювання мети статті (постановка завдання);

4) виклад основного матеріалу дослідження з повним обґрунтуванням отриманих наукових результатів;

5) висновки про дослідження і перспективи подальших розвідок у цьому напрямі.

Мова видання – українська.

Обсяг статті з рисунками, таблицями, літературою (до 10 джерел), анотаціями: 2–6 повні сторінки.

Кожна сторінка повинна бути підписана всіма авторами статті.

Статтю (2 примірники), надруковану на білому папері формату А4, подають у редакцію з такими документами (2 примірники):

1) актом експертизи, завіреним печаткою;

2) рецензією з зазначенням наукового ступеня рецензента, вченого звання, посади, місця роботи (без скорочень), завіреною печаткою;

3) індексом УДК з підписом бібліографічного класифікатора і штампом НТБ;

4) відомостями про авторів українською та англійською мовами (окремий файл і надрукована сторінка): прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, учене звання, посада, місце роботи (без скорочень), службова й електронна адреси, службовий, домашній і мобільний номери телефонів;

5) ключовими словами (ГОСТ 7.27-80);

6) анотаціями з прізвищами авторів і назвою статті українською, англійською, російською мовами (окрема сторінка);

7) диском зі статтею та відомостями про авторів.

Статтю набирають у два стовпчики (8,25 см кожний) через один міжрядковий інтервал без абзацного відступу в текстовому редакторі Word for Windows 98 або 2000 шрифтом Times New Roman (кегль 11) у такому порядку:

1) індекс УДК (зліва, зверху, кегль 10);

2) **ініціали, прізвища** авторів (справа, відступ зверху 6 пт, кегль 11, малі літери, напівжирний), науковий ступінь, учене звання (кегль 11);

3) **назва статті** (зліва, відступ зверху 6 пт, кегль 11, великі літери, напівжирний);

4) **анотації** українською та англійською мовами (відступ зверху і знизу 6 пт, кегль 10, курсив);

5) ключові слова (відступ знизу 6 пт, кегль 10, напівжирний);

6) текст статті (кегль 11);

7) література (у 2 стовпчики, кегль 10).

Відстань між стовпчиками 0,5 см, ліве поле 2 см, праве 2 см, верхнє 3 см, нижнє 3 см.

Відступ **заголовків** (напівжирний), таблиць, рисунків, формул, від тексту зверху 3 пт, знизу 3 пт. Максимальна ширина формул 8 см.

Нумерують арабськими цифрами в круглих дужках тільки ті формули, на які є посилання в тексті. Нумери формул вирівнюють за правим краєм. Коли номер не поміщається в рядку, його переносять у наступний і вирівнюють управо.

Позначення величин у формулах розшифровують окремими рядками. Послідовність пояснення буквених позначень має відповідати послідовності розміщення позначень у формулі. Якщо права частина є дробом, то спочатку пояснюють позначення величин, які містяться в чисельнику, в тому самому порядку, що й у формулі, а потім – у знаменнику. Загальна кількість знаків у індексі має бути мінімальною.

Для набору позначень фізичних величин використовують редактор формул Microsoft Equation:

1) **змінні**, латинські *літери* – курсив, Times New Roman;

2) функції, цифри, українські літери – прямий, Times New Roman;

3) **матриці, вектори** – напівжирний, прямий, Times New Roman;

4) грецькі літери, символи – прямий, Symbol;

5) розміри: звичайний 11 пт, великий індекс 7 пт, малий індекс 6 пт, великий символ 14 пт, малий символ 11 пт.

Хімічні формули набирають прямим шрифтом.

Рисунки виконують у вигляді растрових зображень у форматах TIFF, JPG, BMP (окремий файл).

Рисунки, виконані в графічному редакторі Microsoft Word, повинні бути згруповані.

Елементи зображення повинні бути якісними (300–600 dpi), чорно-білими, товщина ліній 2 пт.

Деталі ілюстрації нумерують арабськими цифрами (кегль 11), починаючи з цифри 1, без пропусків і повторень або за годинниковою стрілкою, або по горизонталі зліва направо, або по вертикалі зверху вниз.