

УДК 519.67.673

В.С. Білогузов, Д.К. Мещишен

ПРОГРАМОВАНИЙ РОЗРАХУНОК ІНДИВІДУАЛЬНИХ МЕЖ ЕКСПЛУАТАЦІЙНОГО ДІАПАЗОНУ ЛЬОТНИХ ОБМЕЖЕНЬ АН-24, АН-26

Розглянуто структурну схему та основні принципи функціонування комп'ютерної програми General Performance, яка є ключовою ланкою в методиці оперативного контролю аеродинамічного стану літака.

У зв'язку зі складним фінансовим становищем багатьох авіапідприємств України і країн СНД, що не дозволяє вчасно обновляти парк літаків, в останні роки дуже розповсюджена процедура продовження ресурсу тривало експлуатованих повітряних суден (ПС).

Безпечне функціонування авіаційної техніки, що залишається в експлуатації, прямо залежить від об'єктивності процедури продовження ресурсу. Характерно, що діючі переліки обов'язкових робіт із продовження ресурсу планера не включають в себе заходів спрямованих на контроль його аеродинамічного стану. Для заповнення даного пробілу на кафедрі льотної експлуатації, аеродинаміки і динаміки польоту Державної льотної академії України була розроблена методика контролю аеродинамічного стану тривало експлуатованих літаків в умовах авіапідприємства цивільної авіації.

Для практичної реалізації основних положень методики була розроблена комп'ютерна програма General Performance (загальні льотні характеристики), призначенням якої є виконання всього обсягу обчислювальної роботи, що супроводжує процес контролю аеродинамічного стану літаків.

Задачі, розв'язувані даною програмою, можна узагальнити за такими напрямками:

- обробка польотної інформації за допомогою середньоквадратичного наближення польотних параметрів на основі оптимального плану спостереження;
- визначення реальних аеродинамічних характеристик екземпляра ПС за допомогою математичної моделі процесу аеродинамічного старіння;
- розрахунок індивідуальних границь експлуатаційного діапазону льотних обмежень екземпляра ПС на основі уточнених аеродинамічних характеристик відповідно до вимог НЛГС-2.

Необхідність розробки програми обумовлена специфікою поставленої задачі, успішне вирішення якої практично нездійснено за допомогою традиційних алгоритмів.

Задача контролю аеродинамічного стану досить складна, і для її розв'язання не може бути розроблено єдиний алгоритм. Тому при розробці програми був застосований принцип спадного програмування, відповідно до якого кожна задача розбивалася на ряд більш простих задач доти, доки для кожної з них не ставало можливим написання достатньо простого алгоритму [1]. Програма реалізована мовою Object Pascal, стандартні конструкції якої дозволяють використовувати усі відомі принципи структурного програмування, що припускають детальну структурування програми на етапі її розробки.

Програма General Performance створена за підтримкою системи візуального програмування Delphi 4. Як завершений продукт програма являє собою єдиний файл, що виконується, іменованій An_24.exe, який не потребує попередньої інсталяції і займає 707 Кбайт дискового простору.

Програма побудована за принципом "чорного ящика", і для її успішного застосування не потрібно знати детально принципи її функціонування.

При розробці алгоритмів програми для подолання протиріччя "час розрахунку – потрібна пам'ять" як керівний принцип була вибрана простота, надійність і стійкість роботи алгоритму.

Для роботи програми була використувана операційна система Windows 95, що є на сьогоднішній день фактичним стандартом для більшості ЕОМ. Застосування системи візуального програмування Delphi 4, орієнтованої на Windows 95, 98, 2000, NT, дозволило

при мінімумі зусиль створити гранично простий інтерфейс, що практично зводить до нуля процес придбання навичок роботи з програмою.

При створенні програми деякі елементи інтерфейсу були запозичені з робіт [2; 3], без особливих принципових змін.

Структурно програма складається з 15 модулів, умовно розділених на три основні групи: розрахункові модулі, модулі підтримки використовувального інтерфейсу і модулі даних. Призначення перших двох груп модулів впливає з їхньої назви. Модулі даних містять характеристики тих літаків, контроль аеродинамічного стану яких здатна робити програма. У такий спосіб заздалегідь забезпечена можливість розширення здатності програми за контролем аеродинамічного стану ПС, на яких встановлено реєстратор типу МСРП-12-96 і вище, підключенням до програми модуля даних з аеродинамічними характеристиками іншого типу ПС.

Структурна схема програми показана на рис. 1, з якого можна усвідомити призначення програмних модулів.

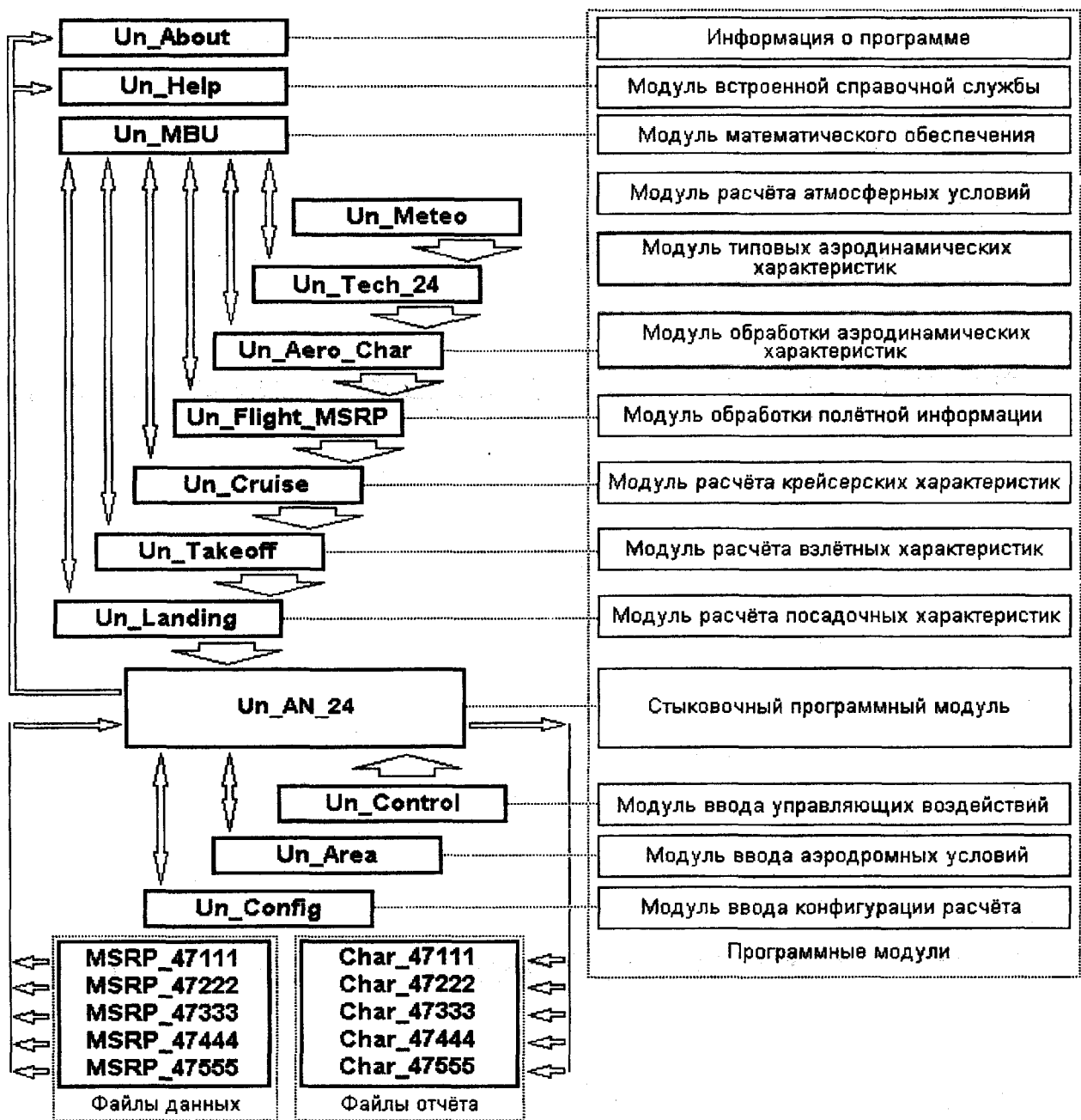


Рис. 1. Структурна схема програми General Performance

C:\Aspirants\Dmitry\Flight Recorder MSRP-12-96\msrp_47783_A_22

№	Альт.	Взлет.	Взлет.	Взлет.	Взлет.	Взлет.	Взлет.
0	2000	315	44	38	15	0	0
1	2000	315	42	38	15	0	0
2	2000	---	---	---	---	0	0
3	2000	315	42	38	15	0	0
4	2000	315	42	38	15	0	0
5	2000	315	4	38	15	0	0
6	2000	315	44	38	15	0	0
7	2000	315	44	38	15	0	0
8	2100	315	4	38	15	0	0
9	2100	315	44	38	15	0	0
10	2100	320	44	40	15	0	0
11	2100	325	44	40	15	0	0
12	2100	---	---	---	---	0	0
13	2100	330	44	40	21	0	0
14	2100	340	44	40	6	0	0
15	2100	330	38	30	0	0	0
16	2100	320	28	20	0	0	0
17	2100	315	24	18	0	0	0

18800
15

Введення даних Flight Testing Research

а

Контроль аэродинамического состояния самолётов Ан 24 и Ан 26

Ввод Выходы Расчёт Просмотр О программе

Полётная масса, т	17	19	21	22.5
Крейсерская скорость полёта на Н=6000 м (км/ч)	399	399	418	430
Характерные V горизонтального полёта (приборные)				
- минимально-теоретическая (км/ч)	175	185	194	201
- экономическая (км/ч)	212	224	236	244
- наиболее выгодная (км/ч)	248	262	275	285
- максимальная (км/ч)	449	447	444	442
Вертикальная скорость набора высоты у земли, режим номинальный, шасси и закрылки убраны (м/с)	9,4	7,9	6,8	6,0
Время набора Н=6000 м при тех же условиях (мин)	15,3	17,4	21,9	28,5
Дистанция набора Н=6000 м при тех же условиях (км)	78	89	116	158
Практический потолок при двух работающих двигателях (м)	10000	9000	8000	7300
Допустимый крен (°)	30	30	30	30
Скорость принятия решения (км/ч)	191	184	180	176
Скорость подъёма передней опоры (км/ч)	161	170	179	185
Скорость отрыва (км/ч)	173	183	192	199
Скорость уборки шасси (км/ч)	182	193	202	210
Безопасная скорость взлёта (км/ч)	196	207	217	225
Скорость начала уборки закрылков (км/ч)	238	245	251	255
Скорость окончания уборки закрылков (км/ч)	281	291	296	301

б

Рис. 2. Активне вікно програми General Performance в режимах введення польотної інформації (а) і перегляду результатів розрахунку (б)

Невід'ємною частиною контролю аеродинамічного стану є розрахунок льотних характеристик у польотній, злітній і посадковій конфігураціях, що проводиться модулями Un_Cruise, Un_Takeoff і Un_Landing.

Розрахунку підлягають такі параметри:

- мінімально-теоретична, економічна, найвигідніша і максимальна швидкості горизонтального польоту;
- найвигідніша швидкість набору висоти;
- максимальна вертикальна швидкість набору висоти біля землі;
- час і довжина дистанції набору заданої висоти;
- практична стеля;
- швидкості ухвалення рішення, підйому передньої опори, відриву;
- швидкість збирання шасі;
- безпечна швидкість злету;
- швидкості початку і закінчення зміни положення механізації;
- градієнти набору висоти на етапах повного злету;
- довжина і час проходження дистанції розбігу;
- потрібна дистанція розбігу і повна злітна дистанція;
- швидкості виконання четвертого розвороту і заходу на посадку;
- швидкість закінчення вирівнювання і посадкова швидкість;
- швидкість притиснення передньої опори;
- довжина і час проходження дистанції пробігу;
- довжини дистанцій ділянок витримування і вирівнювання;
- посадкова і повна посадкова дистанції.

Для успішного використання програми необхідно володіти навиками роботи в операційних системах Windows 95, 98, 2000, NT. Для розрахунку аеродинамічних особливостей екземпляра ПС необхідно:

- у режимі введення даних увести відповідну польотну інформацію, зняту з осцилограми бортового реєстратора МСРП-12-96, що містить дані контрольного обльоту (рис. 2);
- установити початкові значення параметрів, що потрібні для виконання розрахунку вихідні дані, або значення, котрі установлені за замовчуванням;
- дати команду на виконання розрахунку й ознайомитися з його результатами в режимі перегляду даних.

Для виконання зазначених операцій використовуються відповідні команди або меню кнопки панелі інструментів. Час розрахунку знаходиться в прямій залежності від обсягу введеної польотної інформації і складає 5-15 с при тактовій частоті процесора 333 МГц.

Список літератури

1. *Практическое* руководство по программированию / Б.Мик, П.Хит, Н.Рашби и др.: Пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1986. – 168 с.
2. *Сван Т. Delphi 4*. Библия разработчика: Пер. с англ. – К.; М.; СПб.: Диалектика, 1998. – 672 с.
3. *Фаронов В.В. Delphi 3*. Учебный курс. – М.: Нолидж, 1998. – 400 с.

Стаття надійшла до редакції 03.10.01.

УДК 533.601.15

Р.М. Павловський, канд. техн. наук,
Є.П. Ударцев, д-р техн. наук,
М.А. Орлов

АЕРОДИНАМІКА БІПЛАНОВОГО МОДУЛЯ ВІТРОКОЛЕСА

Наведено результати експериментальних досліджень моделі біпланового модуля вітроколеса типу ротора Дар'є у промисловій аеродинамічній трубі АТ-1 АНТК ім. О.К. Антонова при $Re=0,55 \cdot 10^6$ у діапазоні експлуатаційних кутів атаки $\beta = -30 \div 185^\circ$. Показано перевагу біпланової компоновки тягового модуля над ізольованим крилом, що дозволяє зменшити габарити вітроенергетичної установки при рівній потужності.

В останні роки у багатьох країнах світу значний розмах одержали роботи з використанням нетрадиційних джерел енергії, у тому числі енергії вітру.

Серед проєктів вітроенергетичних установок (ВЕУ) значне місце займають ВЕУ з вертикальною віссю обертання вітроколіс. Перевагою ротора типу Дар'є над вітряками з горизонтальною віссю є незалежність його роботи від напрямку вітру.

З метою зменшення діаметра ротора типу Дар'є при фіксованій потужності ведуться наукові пошуки збільшення аеродинамічного навантаження тягових модулів. Один з таких напрямків пошуку – створення та відпрацювання біпланових тягових модулів.

Експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик моделі тягового біпланового модуля проводили в аеродинамічній трубі АТ-1 АНТК ім. О.К.Антонова. Об'єкт досліджень являє собою модель біпланової коробки з двома однаковими вертикальними крилами висотою 1,33 м, площею по $0,26 \text{ м}^2$, з'єднаними двома горизонтальними перемичками для жорсткості коробки (рис. 1).

Вертикальні крила складені із симетричних профілів НАСА-0018, розташованих паралельно одне відносно другого на відстані 2,3 середньої аеродинамічної хорди крила.

Конструкцією моделі передбачена можливість продувок ізольованого одного вертикального крила в моноплановому варіанті.

З обох боків крил були вмонтовані імітатори гальмівних щитків (інтерцептори) з відносною довжиною – 80 % від висоти крила та відносною хордою – 15 % від хорди крила.

Аналіз одержаних результатів дослідження аеродинамічних характеристик моделі, проведених при $Re=0,55 \cdot 10^6$ в діапазоні експлуатаційних кутів атаки $\beta = -30 \div 185^\circ$ під час обертання модуля навколо вертикальної осі, дозволяє вказати на особливості аеродинамічних характеристик тягового модуля вітроенергетичної установки (рис. 2,3,4).

Повна конфігурація моделі тягового модуля та модель ізольованого вертикального крила характеризуються факторами, наведеними в табл. 1.

Порівнювання графіків $C_z = f(\beta)$ повної конфігурації моделі біплана з ізольованим крилом показує, що на усьому діапазоні кутів атаки залежності $C_z = f(\beta)$ якісно не відрізняються. При цих же умовах спостерігається значна відмінність залежностей $C_z = f(\beta)$ в районі $\beta = 55-125^\circ$.

При $\beta = 90^\circ$ коефіцієнт опору біплана ($C_x = 0,51$) приблизно вдвічі менше коефіцієнта опору ізольованого крила ($C_x = 1,15$). Це пояснюється тим, що при обдувці біплана під кутом атаки $\beta = 90^\circ$ передне за напрямком течії повітря крило майже повністю затінить друге крило, що знаходиться позаду переднього.

Відповідні поляри демонструються на рис. 2. Значне погіршення аеродинамічних характеристик повної конфігурації моделі біпланового модуля та ізольованого крила спостерігається при обдувці зі сторони хвостиків профілів ($\beta = 120-180^\circ$). Так, мінімальний коефіцієнт лобового опору при $\beta = 180^\circ$ дорівнює $C_x = 0,06$, що майже у три рази вище мінімального коефіцієнта лобового опору цих моделей при $\beta=0$.

Дослідження двосторонніх гальмових щитків виявили високу їхню ефективність.

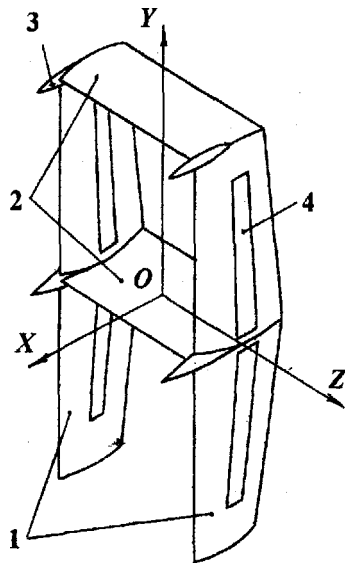


Рис. 1. Загальний вигляд тягового біпланового модуля вітроколеса:
1 – вертикальні крила; 2 – горизонтальні крила-перемички; 3 – обтічники; 4 – гальмівні щитки

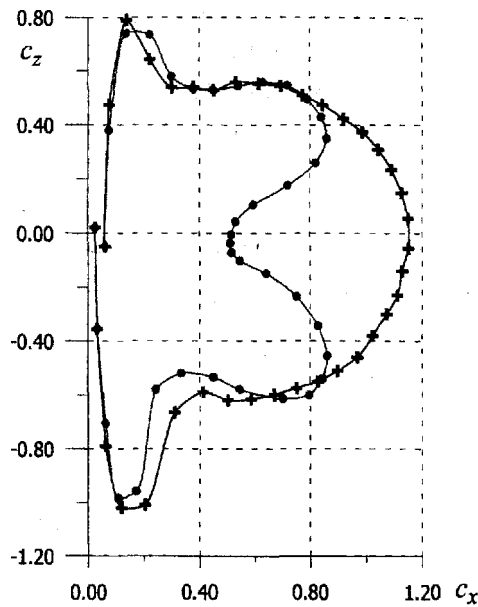


Рис. 2. Поляри біпланового модуля та ізолюваного крила:

● – біплан; + – ізолюване крило

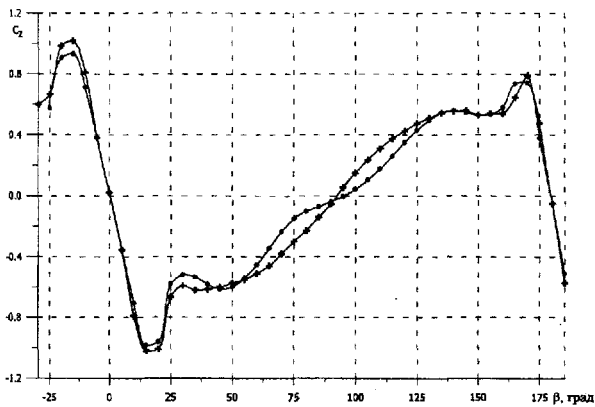


Рис. 3. Залежність коефіцієнта бокової сили від кута атаки:

+ – ізолюване крило; ● – біплан

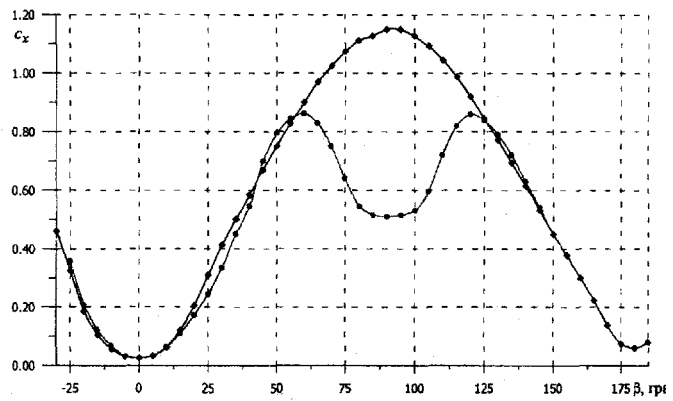


Рис. 4. Залежність коефіцієнта лобового опору від кута атаки:

◆ – ізолюване крило; ● – біплан

Таблиця 1

Аеродинамічні фактори	$\beta_{кр}^0$	C_{zmax}	C_z^β	C_{xmax}	K_{max}	$\beta_{кр}^0_{max}$
Повна конфігурація	18	1,01	0,074	0,0203	12,1	6,5
Ізолюване крило	17	1,04	0,079	0,0232	14,1	9,5

Мінімальний коефіцієнт лобового опору C_{xmin} при відхиленні гальмових щитків на кут 60° збільшився у 35 разів, а несучі властивості C_z^β зменшилися у 10 разів (табл. 2).

Таблиця 2

Аеродинамічні фактори	C_{xmin}	C_z^β
Без гальмових щитків ($\delta_{щ}=0$)	0,0203	0,074
З відхиленими гальмовими щитками ($\delta_{щ}=60^\circ$)	0,71	0,0074

Спостереження обтічності місць кріплення вертикальних та горизонтальних несучих елементів біплана за допомогою шовкових ниток виявили, що в цих місцях збільшена турбулізація течій повітря. У випадку практичного використання тягового модуля біпланового типу потрібно удосконалити місця з'єднання вертикальних та горизонтальних несучих крил шляхом відпрацювання геометрії хвостових обтічних елементів з метою зменшення шкідливого опору.

За даними проведеного дослідження похідна C_z^β не змінюється, а C_x , яка віднесена до площини біплана, також мало відрізняється в діапазоні робочих кутів атаки $\beta = 20 \div 20^\circ$. Динамічні похідні $C_z^\beta, C_z^w, C_z^{\dot{w}}$ можуть бути більш сприятливі в біплановій схемі порівняно з монопланом. Горизонтальні перемички збільшують ефективне подовження, зменшуючи скіс потоку, що сприятливо позначиться на згаданих похідних.

Наведені результати статичних досліджень можна використовувати для оцінки енергетики коліс, які швидко обертаються в діапазоні кутів $\beta = -25 \div 25^\circ$. Дані для інших кутів β необхідні для інженерних розрахунків міцності вітроенергетичної установки (перекидального моменту).

Одержані дані дозволяють розрахувати аеродинамічні характеристики ортогонального біпланового вітроколеса з урахуванням моделювальних компонент профільного, індуктивного та інтерференційного опору, що не досягається в аналітичному моделюванні.

Метою наступних досліджень є питання про взаємодію лопатів зі слідом попередніх та про вплив нестационарності потоку на роботу вітроустановки. Представляє також інтерес взаємне розташування лопатів для зменшення індуктивного опору та вплив механізації для оптимізації азимутальних характеристик вітроустановки.

Одержані експериментальні дані достатні для проектування біпланових роторів вітроелектростанцій на стадії технічного проекту.

Стаття надійшла до редакції 24.10.01.

УДК 533.6.013

С.О. Іщенко, д-р техн. наук, Т.О. Семітківська

КОНЦЕПЦІЯ ПОБУДОВИ МОДЕЛЮВАЛЬНОГО КОМПЛЕКСУ ВИВЧЕННЯ ВПЛИВУ ІНДИВІДУАЛЬНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ ПОВІТРЯНОГО КОРАБЛЯ НА ЙОГО ЛЬОТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Розглянуто використання математичних моделей повітряних кораблів для дослідження причин появи в них індивідуальних особливостей та ступеня їх впливу на льотні характеристики. Показано структуру універсальної математичної моделі та призначення окремих модулів, що забезпечує визначення індивідуальних льотних характеристик будь-якого типу повітряного корабля.

Наявність індивідуальних особливостей (ІО) повітряних кораблів (ПК) є складною авіаційною проблемою.

Індивідуальні особливості викликають зміну експлуатаційних обмежень, що гарантують безпеку польотів, призводять до збільшення темпу відпрацювання ресурсу і зниження паливної ефективності ПК [1; 2]. Ця вимагає глибокого й всебічного вивчення впливу ІО на зміну льотно-технічних характеристик (ЛТХ) та характеристик стійкості і керованості (ХСК) екземпляра ПК. Одним із загальноприйнятих методів дослідження впливу ІО на зміну ЛТХ та ХСК ПК є обчислювальний експеримент. Переваги математичного моделювання перед іншими методами дослідження обумовлюються, насамперед, такими його властивостями:

– безпека – математичні моделі (ММ) дозволяють імітувати польоти ПК як у середині, так і за межами експлуатаційного діапазону параметрів польоту;