

3. Зинченко В.П. Автоматизация экспериментальных исследований в аэродинамической трубе // УСиМ, – 1989. – № 1. – С. 95–99.
4. Зинченко В.П. Обобщенный метод расчета аэродинамических весов консольного типа // УСиМ. – 2001. – № 6.
5. Зинченко В.П. Обобщенный метод расчета эластичности весовых элементов с упругим шарниром // УСиМ. – 2001. – № 5.
6. Зинченко В.П., Радченко С.Г., Зинченко Н.П. Методика расчета шестикомпонентных тензометрических аэродинамических весов // Пр. ІЕД НАН України. – К.: ІЕД НАН України, 2001. – С. 108–115.
7. Зинченко В. П., Радченко С.Г., Зинченко Н.П. Метод расчета эластичности весовых элементов с упругим шарниром // Вісн.НАУ. 2001. – № 3(10). – С. 99 – 108.
8. Зинченко В.П., Радченко С.Г. Метод моделирования многокомпонентных тензометрических измерительных систем. – Киев, 1993. – 24 с. (Препринт. / АН Украины. Ин-т кибернетики им. В.М. Глушкова; 93–20).
9. Зинченко В.П. Метод моделирования многокомпонентных измерительных систем // Тез. докл. Междунар. конф. «Методы и средства экспериментальных исследований в авиации». – Жуковский (Россия): ЦАГИ, 1993. – С. 2–21.
10. Дьяконов В.П. Справочник по MathCAD PLUS 7.0 PRO. – М.: СК Пресс, 1998. – 352 с.
11. Очков В.Ф. MathCAD 7 Pro для студентов и инженеров. – М.: КомпьютерПресс, 1998. – 384 с.
12. Зинченко В.П., Зинченко С.В., Муха І.П. Застосування MathCAD в експериментальних дослідженнях дії зовнішнього середовища на технічний об'єкт // Сб. докл. III Междунар. конф. «Гиротехнології, навігація, управління движением и конструирование подвижных объектов». – К.: НТУУ «КПИ», 2001. – С. 319 – 326.
13. Зинченко В.П., Зинченко С.В., Полиновский В.В., Муха І.П. Алгоритм расчета характеристик весовых элементов и его реализация в среде MathCAD // Вимірювальна та обчислювальна техніка в технологічних процесах. – 2001. Вип. № 8. – Хмельницький: Технол. ун-т Поділля, 2001. – С. 436–440.
14. Зинченко В.П., Зинченко С.В., Муха І.П. Алгоритм полиномиальной регрессии и его реализация в среде MathCAD // Нові комп'ютерні засоби, обчислювальні машини та мережі. – К.: Ін-т кибернетики ім. В.М. Глушкова, 2001.

Стаття надійшла до редакції 10. 04. 02.

УДК 629.735.33

О.А. Шевченко, канд. техн. наук, доц.

ОСОБЛИВОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ ПРОГРАМНОГО КОМПЛЕКСУ НА ЕТАПІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Запропоновано концепцію розв'язання проблеми оптимізації технології ремонту елементів літальних апаратів із композиційних матеріалів, які отримали експлуатаційні пошкодження за допомогою програмного комплексу. Визначено методи, на яких повинен базуватися програмний комплекс, та розглянуто особливості його роботи на етапі експлуатації.

Композиційні матеріали (КМ) все більше і більше використовуються в конструкціях сучасних літаків завдяки їх високій питомій міцності та стійкості до впливу різних умов експлуатації. Разом з тим полімерні КМ (ПКМ) досить чутливі до ударів, від яких можуть виникати значні пошкодження. Складність технології виробництва елементів з ПКМ іноді призводять до виникнення технологічних дефектів, які можуть суттєво впливати на подальшу поведінку конструкції.

Дефекти та пошкодження в елементах авіаційних конструкцій з КМ виникають у процесі не тільки виготовлення, але і експлуатації авіаційної техніки. Детальний опис дефектів і пошкоджень, які зустрічаються в елементах конструкцій з ПКМ, надано в роботах [1; 2]. За функціональним походженням вони поділяються на дві групи:

- дефекти, які виникають в елементах конструкцій при їх виготовленні або при збиранні складної деталі з окремих елементів;
- експлуатаційні пошкодження, які виникають у процесі експлуатації конструкції або технічному обслуговуванні.

Ремонт пошкоджень, які вносяться при експлуатації, є найскладнішим, оскільки пов'язаний з обмеженістю ремонтних засобів та доступу до ремонтних зон.

До найбільш поширених ПКМ, з яких виготовлені різні елементи авіаційних конструкцій, належать вуглепластики. У результаті статистичної обробки на Авіаційному науково-технічному комплексі ім. О.К. Антонова інформації за листками запитів на ремонт було визначено частоту виникнення різних дефектів в елементах з вуглепластика при їх експлуатації. Конструктивні незгодження, які виявляються в процесі виготовлення дослідної серії та її експлуатації, за частотою виникнення займають 18 %. Ці дефекти практично відсутні в серійних машинах, тому до експлуатаційних пошкоджень їх можна не відносити.

Отже, серед експлуатаційних пошкоджень виявилися такі пошкодження, як пробоїни (49 %), тріщини (15,8 %), розшарування (14,6 %), злом (14,6 %), вм'ятини (6 %). Найбільш розповсюдженими, а тому і типовими, є такі пошкодження, як пробоїни та тріщини. Пробоїною називається порушення цілісності обшивки на всю її товщу або всього пакета (обшивок та наповнювача), тріщиною – порушення цілісності обшивки за товщиною або двох обшивок у тришаровій панелі з досить малими зазорами між кромками в зоні руйнування, руйнуванням – порушення цілісності обшивки між шарами.

Перехід на прогресивну стратегію технічного обслуговування та ремонту за технічним станом потребує значної уваги до можливих експлуатаційних пошкоджень вже на стадії проектування елементів конструкції, щоб вони були ремонтпридатні.

Широке застосування в сучасних авіаційних, космічних і інших конструкціях ПКМ змушує використовувати методи і програми розрахунку елементів конструкцій із ПКМ, які мають експлуатаційні пошкодження.

Важливою задачею при проектуванні нових елементів конструкцій авіаційної техніки з КМ є передбачення можливості їх ремонту при виникненні в них експлуатаційних пошкоджень. У роботі [3] було надано опис програмного комплексу з розрахунку напружено-деформованого стану (НДС) та граничного стану плоских елементів з вирізами і типовими пошкодженнями, який був розроблений на основі методу граничних інтегральних рівнянь (ГІР) або методу граничних елементів (ГЕ). У наданому вигляді ПК може бути використаний на стадії проектування, але після відповідної доробки комплексу він може бути корисним і на стадії експлуатації елементів із КМ.

Програмний комплекс, призначений для автоматизації процесу розробки, досліджень та аналізу елементів конструкцій літальних апаратів (ЛА) з ПКМ, коли в них є дефекти та такі експлуатаційні пошкодження, як кризні пробоїни, тріщини та вм'ятини, виконують під час:

- розрахунків НДС та навантажень у конструкціях;
- вибору матеріалів для виготовлення конструкції з ПКМ, порядку чергування та напрямку моношарів у них;
- розрахунків залишкової міцності пошкоджених елементів за допомогою різних моделей та критеріїв руйнування ПКМ;
- завдання умов, що визначають зовнішні навантаження на елементах із ПКМ та їхню деформацію;
- збереження інформації за розмірами, механічними характеристиками і навантаженістю наявних та елементів з ПКМ, які розробляються з метою швидкого до неї доступу та можливості аналізу;
- обробки результатів досліджень із застосуванням різних критеріїв міцності та руйнування для оцінки та порівняння прийнятих технічних та технологічних рішень;

– вибору стратегії та методів ремонту елементів з експлуатаційними пошкодженнями типу кризного пробую або тріщини.

На етапі проектування елементів авіаційних та інших конструкцій з ПКМ використання ПК дозволить конструкторам, технологам та спеціалістам за розрахунками на міцність:

– проводити вибір матеріалів наповнювача, зв'язуючого та схем армування ПКМ з урахуванням передбачуваних технологічних дефектів і експлуатаційних пошкоджень в них;

– установлювати місця розташування та допустимі розміри технологічних дефектів і експлуатаційних пошкоджень;

– вибирати раціональні конструктивно-технологічні рішення та методи з обмеження розвитку пошкодження;

– визначати допустимі рівні напружень та деформацій.

На етапі експлуатації елементів із ПКМ використання ПК дасть можливість проводити:

– вибір оптимальної за ефективністю та трудомісткістю стратегії ремонту елемента з ПКМ та підбір інструментів для реалізації вибраної стратегії ремонту;

– збереження даних з експлуатаційних пошкоджень для подальшого аналізу.

Реалізація зазначених цілей за допомогою ПК ґрунтується на використанні:

– методик визначення осереднених механічних характеристик ПКМ за характеристиками моношару;

– методів ГР (ГЕ) та скінченних елементів для розрахунку НДС елементів із ПКМ;

– методів визначення граничного стану елементів із ПКМ з різними вирізами, пробіями та тріщинами;

– розрахункових моделей (критеріїв) механіки руйнування ПКМ;

– даних з механічних характеристик ПКМ;

– даних з типових конструктивних елементів і рівнів їхньої деформації та навантаження;

– результатів аналізу типових експлуатаційних пошкоджень;

– програмних засобів збереження інформації за допомогою відповідних баз даних (БД).

Для реалізації зазначених цілей і перерахованих задач ПК повинен задовольняти відповідні вимоги, які залежать від етапу розробки та експлуатації елементів конструкцій із ПКМ. Але на всіх етапах для обґрунтованої оцінки залишкової міцності конкретного елемента із ПКМ з пробіями або тріщинами необхідно мати чи одержувати такі дані, характеристики і параметри:

– механічні характеристики моношару, а також порядок укладання шарів у пакеті (якщо він заздалегідь визначений), пружні та механічні характеристики готового пакету;

– точний контур елемента конструкції та його розміри;

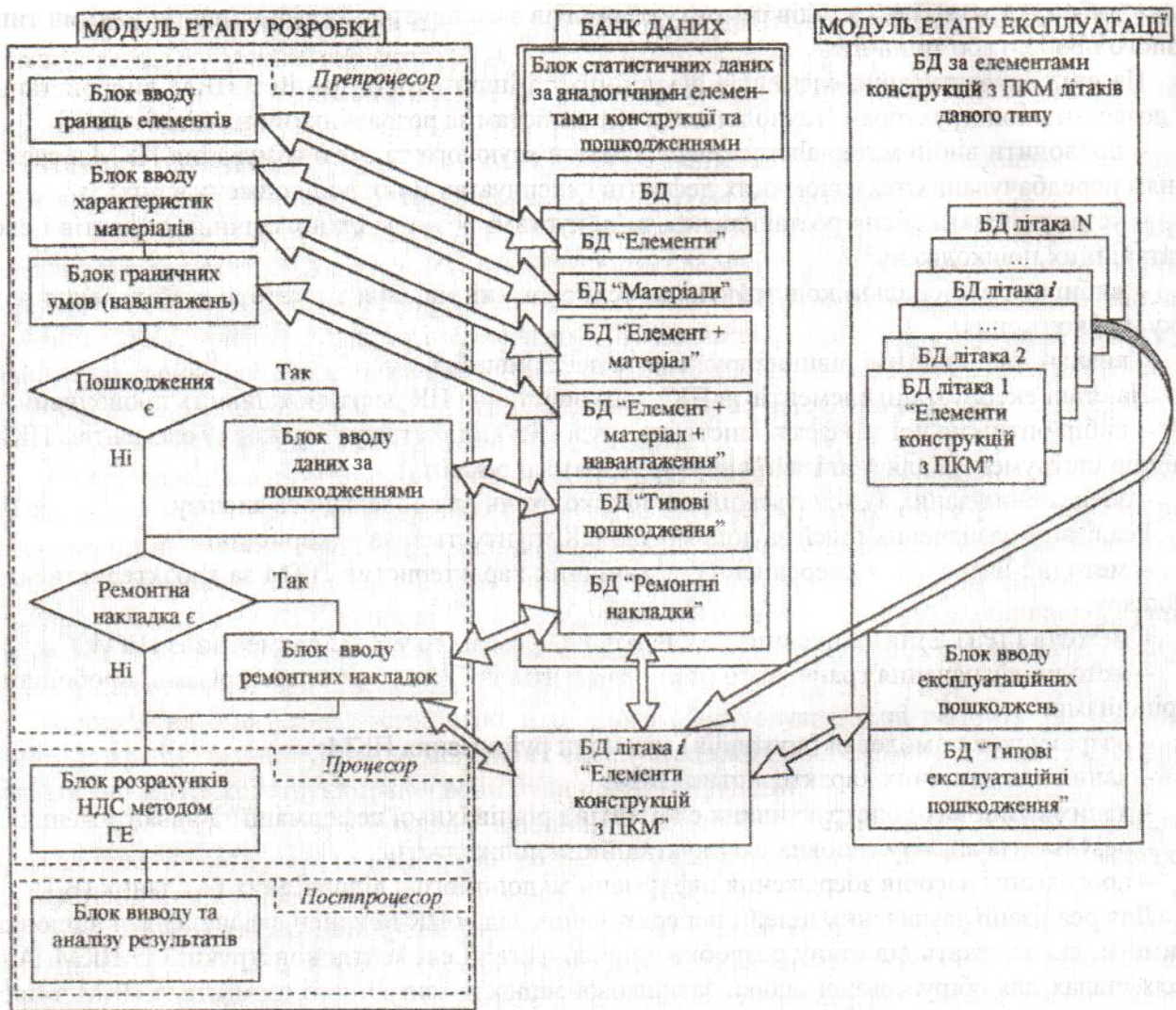
– граничні умови, що визначають зовнішні навантаження або деформації;

– розміри та місце розташування типового пошкодження або декількох пошкоджень;

– обрані критерії руйнування.

На етапі передпроектних досліджень та розробки технічної пропозиції прогноуються умови експлуатації. Пошкодження оцінюється на основі статистичних даних за експлуатаційними пошкодженнями аналогічних конструкцій із ПКМ, що знаходяться в експлуатації. Для цього ПК повинен містити блок введення статистичних даних з експлуатаційних пошкоджень та забезпечувати швидкий доступ до них з метою аналізу.

При використанні ПК на етапі проектування в ньому повинен бути блок введення даних за розмірами елемента та механічними характеристиками і забезпечена можливість збереження зазначеної інформації та її простої зміни (див. рисунок). Механічні характеристики ПКМ можуть вводитися готовими чи розраховуватися за окремою програмою на основі методики розрахунку осереднених характеристик пакету за характеристиками моношарів та схемі їхнього укладання. У процесі роботи ПК ці дані можуть бути змінені для забезпечення можливості аналізу впливу схем укладання шарів та характеристик моношару на механічні характеристики ПКМ. Окремий блок складають програми введення даних з навантаження або деформування елемента через умови на його границі. Типові граничні умови (з типового набору) повинні або вводитися в ПК,



Структурна схема програмного комплексу з модулем етапу експлуатації

або задаватися за кожним GE чи групою елементів окремо. Для оцінки впливу пошкоджень на залишкову міцність елементів у ПК є відповідний блок, який керує введенням в ПК пошкоджень (їх розмірів і координат положення на елементі). Крім того, у цьому ж блоці повинна бути забезпечена можливість введення в елемент пошкодження довільної форми та місця розташування. Залишкова міцність повинна оцінюватися користувачем ПК в діалоговому режимі на основі прийнятих і введених у ПК критеріїв міцності та методів оцінки міцності для елементів із пошкодженнями. Результати розрахунків повинні виводитися на монітор у вигляді, зручному для аналізу, порівняння і корекції.

На етапі випробувань і сертифікації елемента на основі випробувань проводиться остаточний вибір екстремальних випадків навантаження з ПКМ, які повинні бути враховані в ПК через введення відповідних граничних умов. На даному етапі повинні бути остаточно уточнені допустимі розміри пошкоджень і зроблена оцінка залишкової міцності за уточненими моделями з урахуванням цих пошкоджень. Остаточні дані щодо елемента, його розрахункові навантаження (через граничні умови) з урахуванням допустимих пошкоджень повинні переноситися і зберігатися в модулі «Банк даних» для можливості подальшого аналізу даного елемента.

На етапі експлуатації розрахункові умови для елемента та значення зовнішніх навантажень повинні уточнюватися за допомогою відповідною корекцією інформації в ПК. При появі експлуатаційних пошкоджень ПК повинен дозволяти проводити аналіз їхнього впливу на міцність елемента з метою вибору стратегії та методів ремонту і для подальшого запобігання даного пошкодження, якщо це можливо. Інформація з експлуатаційних пошкоджень, яка накопичу-

ється в модулі «Банк даних», дозволить або уникнути їх в ЛА даної серії, або врахувати їхній вплив при проектуванні та виготовленні наступних елементів конструкцій ЛА з ПКМ. Для збереження та подальшого використання даної інформації в модулі «Банк даних» є «Блок статистичних даних за аналогічними елементами конструкцій та пошкодженнями».

Функціональний блок введення характеристик матеріалів, призначений для організації введення в ПК пружно-міцносних характеристик матеріалу, містить у собі програму введення характеристик пружності та міцності матеріалу, програму визначення зазначених характеристик матеріалу за характеристиками моношарів та напрямком їхнього укладання, БД за характеристиками основних вітчизняних та іноземних ПКМ.

При введенні характеристик спочатку вибирається матеріал: ізотропний або анізотропний. Після вибору типу матеріалу в режимі діалогового монітора вводяться відповідні пружні характеристики. Відповідні БД «Матеріали» та «Елемент + матеріал» зберігаються в модулі «Банк даних» (див. рисунок).

Модуль етапу розробки ПК також містить «Блок граничних умов (навантажень)». Цей блок дозволяє вводити граничні умови, які відповідають одному або декільком найбільш небезпечним випадкам навантаження. Граничні умови, які пов'язані з твердотільною моделлю, зберігаються у відповідній БД «Елемент + матеріал + навантаження». Для аналізу впливу пошкоджень на НДС ПК має «Блок вводу даних за пошкодженнями». Цей блок дозволяє вводити в елемент пошкодження довільної форми та розміру або типові пошкодження, які зберігаються в БД «Типові пошкодження».

На етапі експлуатації елементів із ПКМ, якщо вони отримали пошкодження, одним із типових методів ремонту є постановка ремонтних накладок. Для аналізу зміни НДС в елементі завдяки постановці накладки, для оптимізації форми накладки та вибору найбільш раціональної накладки шарів КМ за товщиною пропонується включити в модуль етапу розробки «Блок вводу ремонтних накладок» (див. рисунок). Усі ці перераховані блоки складають препроцесор ПК. Крім того ПК включає «Блок розрахунків НДС», який виконує функції процесора та «Блок вводу та аналізу результатів», який є постпроцесором даного комплексу.

Модуль етапу експлуатації. Суттєвим фактором, який може ускладнити ремонт експлуатаційних пошкоджень в елементах конструкцій із ПКМ, є обмеженість часу для його проведення. Якщо виникає необхідність швидкого продовження експлуатації літака, тобто є наявність замовлення на транспортне перевезення з конкретним терміном виконання або потреба забезпечувати виконання розкладу польотів з перевезення пасажирів, то в цьому випадку суттєво зростає ціна прийняття рішення про оперативний ремонт пошкодження, яке було виявлене. З метою швидкого проведення аналізу розробник передає експлуатанту «Модуль етапу експлуатації» щодо кожного літака окремо або щодо кількох (n) літаків даного типу (див. рисунок). Модуль повинен мати набір баз даних «Елементи конструкцій з ПКМ» за елементами конструкції літака «i» даного типу. Наявність баз даних, які вміщують інформацію щодо кожного елемента з ПКМ кожного літака даного типу, дозволить врахувати індивідуальні особливості елементів з ПКМ такі як доробки конструкції, ремонтні зони та підсилювальні накладки. У базі, в яку внесені відповідні зміни з доробок та ремонтних зон, якщо такі є, зберігається твердотільна модель кожного елемента.

Оскільки особливістю ПКМ є те, що пошкодження, пробоїна, тріщина або вм'ятина, яка була викликана ударним навантаженням, практично не збільшується в експлуатації при дії змінних навантажень, то важливим завданням на етапі розробки елементів є визначення розміру критичного типового пошкодження для кожного елемента. При цьому повинні бути враховані навантаження, які стосуються найбільш небезпечного розрахункового випадку (або декільком випадкам) відповідних до норм льотної придатності. Модуль етапу експлуатації повинен включати БД «Типові експлуатаційні пошкодження» елементів конструкцій з ПКМ літаків даного типу. Ця БД може дозволити швидко вибрати типові пошкодження, яке є відповідним до виявленого в експлуатації.

У випадку виникнення (та виявлення) в конструктивному елементі з ПКМ експлуатаційного пошкодження, такого, як крізний пробій, тріщина або вм'ятина, повинні бути швидко зафіксовані точні розміри та координати його місця знаходження на конструкції. Відповідний елемент вибирається з БД «Модуль етапу експлуатації». Розміри пошкодження порівнюються з критичним розміром для даного типу дефекту в конкретному елементі з ПКМ і робиться висновок про критичність пошкодження. У випадку недостатньої інформації або при нетиповому пошкодженні інформація щодо нього заноситься в «Блок вводу експлуатаційних пошкоджень», а далі по електронній мережі передається в «Модуль етапу розробки», за допомогою якого оцінюється його вплив на міцність, тобто визначається критичність пошкодження.

Якщо в результаті аналізу з'ясувалося, що розміри пошкодження не є критичними з погляду міцності і що воно не буде зростати при подальшій експлуатації, а необхідний ремонт є досить складним, то може бути зроблений тимчасовий ремонт постановкою зовнішньої накладки зі склопластику для того, щоб захистити пошкоджене місце від попадання вологи та від додаткового руйнування крайок аеродинамічними навантаженнями. Остаточний якісний ремонт може бути зроблений на базі експлуатанта або у виробника з використанням інформації про пошкодження, яка введена в «Модуль етапу експлуатації» (у Експлуатанта) і передана по мережі до ПК.

До ПК у стандартному вигляді [3], який використовується на етапі проектування, додається блок вводу ремонтних наладок. Цей блок дозволяє підібрати, використовуючи відповідну БД, форму та розміри необхідної ремонтної накладки та метод її постановки. Отже, при виникненні в елементі з ПКМ експлуатаційних пошкоджень ПК може бути корисним для швидкого проведення аналізу їхнього впливу на міцність елемента з метою вибору стратегії та методів ремонту і для запобігання подальшого розвитку даних пошкоджень.

Список літератури

1. Серенсен С.В., Зайцев Г.П. Несущая способность тонкостенных конструкций из армированных пластов с дефектами. – К.: Наук. думка, 1982. – 296 с.
2. Гуняев Г.М. Структура и свойства полимерных композитов. – М.: Химия, 1981. – 230 с.
3. Шевченко О.А. Программный комплекс по расчету напряженно-деформированного состояния плоских элементов с вырезами и типовыми повреждениями методом граничных элементов // Вісн. НАУ. – 2001. – №1. – С. 109–115.

Стаття надійшла до редакції 02. 07. 02.