

ДОСЛІДЖЕННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ПРОСТОРОВИХ ПІДКРІПЛЕНИХ ОБОЛОНКОВИХ КОНСТРУКЦІЙ ПРИ БАФТИНГУ

О.М. Коломейченко
(Харківський університет Повітряних Сил)

Запропоновано один з можливих підходів щодо використання математичної моделі літального апарату при бафтингу для дослідження напружено-деформованого стану просторових підкріплених оболонкових конструкцій, що базується на використанні метода скінчених елементів, метода заданих форм, та метода спектрального аналізу випадкових процесів.

аеропружність, бафтинг, напружено-деформований стан

Постановка проблеми. Вивчення явища бафтинга, відпрацювання ефективних заходів для боротьби з ним або врахування наслідків його впливу на ресурс літального апарату (ЛА) є одною з актуальних проблем, що виникають в процесі створення сучасної авіаційної техніки (АТ) та супроводження льотних випробувань (ЛВ). Окрім того, важливе значення мають питання підвищення інформативності ЛВ, прискорення обробки інформації та зменшення кількості випробувальних польотів.

Яскравим прикладом актуальності цього питання є сучасний винищувач F/A-22, бафтинг хвостового оперення (ХО) якого призвів до зростання економічного та технічного ризику програми створення літака взагалі. Згідно даних, наведених в [1], вартість ЛВ, пов'язаних з проблемою бафтинга, за минулий рік склала приблизно 750 мільйонів доларів.

Задача дослідження напружено-деформованого стану (НДС) елементів конструкції ЛА при бафтингу, як на стадії проектування так і при плануванні ЛВ, ускладнюється відсутністю достовірної інформації про характер і рівень навантаження.

Стає зрозумілою необхідність створення розрахункових методів визначення навантаження і НДС авіаційної конструкції (АК), які б дозволяли досліджувати функціонування об'єкта в умовах відривних режимів течії.

Аналіз останніх досліджень. В статті [2] розглянуто рішення задачі аеропружності ЛА при бафтингу. За допомогою чисельних методів нелінійної нестационарної аеродинаміки і рівнянь аеропружності досліджувалися характеристики навантаження вертикального оперення (ВО) при польоті з випущеним гальмівним щитком (ГЩ). Застосування таких

спрощених моделей для дослідження динаміки та міцності конструкції дає можливість отримати обмежену інформацію про характеристики навантаження елементів конструкції (частоти та форми власних коливань, вібраційні перевантаження та переміщення, інтегральні внутрішні зусилля по перетинах конструкції). Для дослідження динамічних властивостей та міцності конструкції сучасних ЛА необхідне створення повномасштабних пружних моделей.

В роботі [3] розглядається розрахунковий метод дослідження НДС та утомленої міцності АК, що піддаються акустичному впливу. Запропонований у цій роботі метод не може бути застосований для рішення зв'язаної задачі аеропружності при бафтингу. Однак слід зазначити, що при рішенні трьохвимірної задачі теорії пружності реальної конструкції (ХО сучасного літака) доцільно застосовувати комбінації метода скінченого елемента (МСЕ) та метода заданих форм, подібні до запропонованої в роботі [3].

Таким чином, потреби практики проектування та проведення ЛВ вказують на необхідність створення методів розрахунку характеристик НДС елементів конструкції ЛА при бафтингу, які відзначалися б достатньою точністю та надійністю, простотою застосування, та дозволяли скоротити витрати часу на виконання розрахунків.

Формулювання цілей статті. Метою даної статті є висвітлення одного з можливих підходів до визначення навантаження та НДС елементів конструкції ЛА при бафтингу. Підхід, що пропонується, поєднує у собі МСЕ, метод заданих форм та метод спектрального аналізу випадкових процесів.

Виклад основного матеріалу. Одним з можливих шляхів зменшення витрат часу на виконання розрахунків, як при проектуванні так і при супроводженні ЛВ, є застосування математичних моделей (ММ) аеропружності ЛА. Зрозуміло, що до складу ММ обов'язково повинен входити модуль аналізу НДС конструкції.

Пропонується наступний підхід до визначення навантаження та НДС елементів конструкції ЛА при бафтингу, який можна поділити на такі етапи:

1. Визначення власних частот та форм коливань за допомогою пружної (пластинчастої) схематизації ЛА, або його агрегатів (ВО і т. і.).
2. Визначення характеристик навантаження за допомогою ММ аеропружності ЛА при бафтингу.
3. Створення статико-динамічної скінчено-елементної розрахункової схеми агрегатів конструкції ЛА (ВО).
4. Формування граничних умов для агрегатів конструкції ЛА, з урахуванням результатів отриманих за допомогою пружної (пластинчастої) схематизації ЛА.
5. Отримання узагальненої матричної частотної характеристики (МЧХ), що пов'язує спектр Фур'є вектора узагальнених сил із спектром вектора на-

пружень (деформацій). Вектор напружень (деформацій) складається з компонентів тензора напружень (деформацій) в кожному скінченному елементі. Отримання МЧХ виконується з використанням МСЕ та метода заданих форм.

6. Отримання матричної спектральної характеристики (МСХ) аеродинамічного впливу. При розрахунку спектра узагальнених сил використовуються пульсації тиску отримані при розв'язанні задачі аеропружності ЛА при бафтингу.

Розглянемо детальніше деякі окремі пункти цього підходу.

Виконаємо дискретизацію конструкції, що розглядається, за допомогою МСЭ у вигляді лінійної динамічної системи. Для дискретизації доцільно використовувати об'ємні скінчені елементи, які дозволяли б розраховувати повний тензор деформацій (напружень) у будь якій області конструкції. Будемо вважати, що зовнішні аеродинамічні сили розподілені по поверхні конструкції, можна представити у вигляді двох складових (постійної та змінної). Завдяки лінійності системи вплив цих складових на НДС можна розглядати окремо, у вигляді суперпозиції рішень, отриманих для кожного виду навантаження окремо.

При статичних розрахунках з використанням універсальних програмних комплексів ніяких ускладнень не виникає. Якість результатів залежить лише від точності відтворення геометрії конструкції при її схематизації та інформації про навантаження.

Значно більш складною є задача про вимушені коливання. Аналіз НДС при вимувених коливаннях конструкції від дії періодичних нестационарних навантажень доцільно поділити на ряд етапів (задач, які потребують для свого вирішення менших витрат часу).

Перш за все це визначення власних частот та форм коливань конструкції агрегатів. У матричному вигляді система рівнянь для задачі на власні коливання конструкції, що записана в функціональному просторі узагальнених координат, наведена в роботі [3]. Особливістю вирішення цієї задачі, в межах підходу, є формування граничних умов для агрегатів конструкції ЛА, з урахуванням результатів отриманих за допомогою пружної (пластинчастої) схематизації ЛА.

Далі виконується розрахунок МЧХ від дії нормованих навантажень. Під нормованими навантаженнями розуміється гармонічні навантаження, максимальне значення яких дорівнює одиниці.

Система диференційних рівнянь для розрахунку вимувених коливань запишемо у вигляді

$$[M] \{\ddot{U}\} + [D_k] \{\dot{U}\} + [K] \{U\} = \{F(t)\}, \quad (1)$$

де $[K]$ – матриця жорсткості конструкції в цілому, розміром N ; $[M]$ – матриця мас конструкції, розміром N ; $[D_k]$ – матриця конструкційного

демпфірування; $\{U\}$ – вектор переміщень вузлових точок конструкції; $\{F(t)\}$ – вектор зовнішніх (динамічних) навантажень, що прикладаються у вузлових точках; N – кількість ступенів свободи.

Будемо шукати рішення рівняння (1) у вигляді розкладання по формам власних коливань, попередньо виконавши їх нормування таким чином, щоб узагальнені переміщення являли собою фізичні переміщення обраних точок конструкції [3]:

$$\{U\} = \tilde{\chi} \bar{z}, \quad (2)$$

де $\tilde{\chi}$ – нормовані форми власних коливань; \bar{z} – узагальнені переміщення.

Після підстановки (2) у рівняння (1) и ортогоналізації отримаємо:

$$\tilde{\chi}^T [M] \tilde{\chi} \ddot{\bar{z}} + \tilde{\chi}^T (D_k) \tilde{\chi} \dot{\bar{z}} + \tilde{\chi}^T [K] \tilde{\chi} \bar{z} = \tilde{\chi}^T \{F(t)\}, \quad (3)$$

де індекс T означає операцію транспонування.

Виконавши позначення відповідно до [3], отримаємо:

$$M^* \ddot{\bar{z}} + D_k^* \dot{\bar{z}} + K^* \bar{z} = \bar{F}^*(t), \quad (4)$$

де M^*, D_k^*, K^* – узагальнені матриці мас, демпфірування та жорсткості відповідно; \bar{F}^* – вектор узагальненої сили.

Переміщення вузлів пов'язані з навантаженнями, що прикладені в вузлах, за допомогою МЧХ $\Phi^*(i\omega)$ [4]:

$$\Phi^*(i\omega) = \left[-\omega^2 M^* + i\omega D_k^* + K^* \right]^{-1}. \quad (5)$$

Тоді, за допомогою МЧХ та заданих навантажень можна знайти переміщення вузлів

$$\bar{z}(i\omega) = \Phi^*(i\omega) \bar{F}^*(i\omega). \quad (6)$$

Спектральний аналіз навантаження виконувався наступним шляхом. Неоднорідне поле пульсацій тиску $p(t, \bar{X})$ можна апроксимувати за допомогою суперпозиції полів пульсацій тиску в окремих точках поверхні:

$$p(t, \bar{X}) = \sum_{k=1}^N \psi_k(\bar{X}) p_k(t) = \bar{\psi}^T(\bar{X}) \bar{p}(t), \quad (7)$$

де: \bar{X} – радіус-вектор довільної точки поверхні, що навантажуються; ψ_k – функція \bar{X} , яка є k -м компонентом вектор-функції $\bar{\psi}(\bar{X}) = \{\psi_k(\bar{X})\}$, $k = 1, 2, \dots, N$; $p_k(t)$ – значення пульсацій тиску в k -й точці поверхні, і є k -м компонентом вектора $\bar{p}(t) = \{p_k(t)\}$; t – час.

Виконавши фінітне перетворення Фур'є вектора $\bar{p}(t)$ можна отримати матричну спектральну характеристику цього вектора $S_p(\omega)$, що є матрицею,

яка містить авто та взаємні спектральні щільності його компонентів [4].

Запишемо рівняння (7) у частотній області. Тоді для двох довільних точок поверхні, розташування яких задається радіус-векторами \bar{X} та \bar{Z} , взаємну спектральну щільність пульсацій тиску можна визначити як

$$S_p(i\omega, \bar{X}, \bar{Z}) = \bar{\psi}^T(\bar{X}) S_p(\omega) \bar{\psi}(\bar{Z}). \quad (8)$$

Взаємну спектральну щільність узагальнених сил $S_{F_m^* F_n^*}$ виразимо за допомогою взаємної спектральної щільності пульсацій тиску $S_p(i\omega, \bar{X}, \bar{Z})$ [3]:

$$S_{F_m^* F_n^*}(i\omega) = \iint_A \iint_{A'} S_p(i\omega, \bar{X}, \bar{Z}) W_m(\bar{X}) W_n(\bar{Z}) dA dA', \quad (9)$$

де A – площа поверхні, що навантажується; W_m – нормальний прогин за m -ою нормованою формою власних коливань.

Визначені таким чином взаємні спектральні щільності узагальнених сил по різних площадках навантаження (в межах поверхні, що навантажується) є елементами узагальненої МСХ впливу. Тоді, використовуючи рівняння (6), можна отримати МСХ тензора напруженого стану, елементами якого є взаємні спектральні щільності компонентів напружень [3].

Ідентифікація розглянутої частини підходу, що пропонується, виконувалась шляхом порівняння з експериментальними даними отриманими в [5].

При моделюванні реакції квадратної панелі її розміри, матеріал та умови закріплення приймалися згідно даних [5]. Коефіцієнт конструкційного демпфірування обраний 0,09, згідно даних [5], що дорівнює середній величині коефіцієнтів демпфірування отриманих експериментально.

В табл. 1 наведені результати порівняння частот на яких в експерименті спостерігався резонанс при вимушених коливаннях панелі типа А1 ([5]), та власні частоти отримані шляхом розрахунку.

Таблиця 1

Порівняння розрахункових та експериментальних частот

| № резонансного піка | 1 | 2 | 3 | 4 |
|---------------------------|-------|-------|-------|-----|
| Частота (експеримент), Гц | 190 | 410 | 580 | 745 |
| Частота (розрахунок), Гц | 211,9 | 433,5 | 630,5 | 780 |

На рис. 1 зображені згладжені спектри деформацій (експериментальний та розрахунковий) панелі типа А1 при рівні звукового тиску 140 Db, в діапазоні частот 100 – 800 Гц. Слід зазначити, що при розрахунках використовувався згладжений (осереднений) спектр звукового тиску.

Дані, наведені в табл. 1 та на рис. 1, свідчать про задовільну відповідність результатів отриманих експериментально та розрахунковим шляхом.

Висновки. В даній статті розглянуто один з можливих підходів до визначення навантаження та НДС підкріплених оболонкових конструкцій ЛА при бафтингу. Наведено порівняння результатів моделювання з експериментальними даними. Запропонований підхід дозволяє розраховувати різноманітні елементи конструкції літака, виконати аналіз якості проекту та виявляти небезпечні резонансні режими роботи. Може використовуватися для визначення слабких місць АК, що підлягають контролю при проведенні ЛВ, визначення необхідної кількості та схеми розташування вібраційних і тензометричних датчиків, а також датчиків ресурсу.

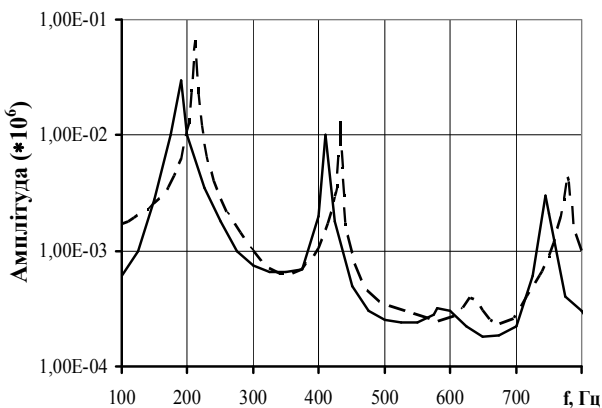


Рис. 1. Амплітуда відносних деформацій:
 — — експеримент, - - - — розрахунок

Слід зазначити, що викладений підхід може використовуватися у межах лінійної реакції конструкції на зовнішнє збурення. Однак при високих рівнях акустичного навантаження можливий і нелінійний відгук конструкції, або її окремих елементів. Отже вирішення цього питання є перспективою для подальших досліджень явища бафтинга АК.

ЛІТЕРАТУРА

1. Кудышин И. "Рептор" – король истребителей или "черная дыра" в американском бюджете // Вестник авиации и космонавтики. – 2004. – № 3. – С. 124 – 127.
2. Онищенко В.М., Коломейченко О.М. Оцінка пошкоджуваності від утоми конструкції літального апарату при бафтингу // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2004. – Вип. 2. – С. 56 – 61.
3. Агапов В.П., Вронский Г. В., Ильичев В. Д., Стрелин А. В. Исследование напряженного состояния и усталостной прочности пространственных подкрепленных оболочечных конструкций при внешнем аэродинамическом воздействии акустического типа // Тр. ЦАГИ. – 1982. – Вып. № 2123. – С. 12 – 37.
4. Бендат Дж., Пирсол А. Прикладной анализ случайных данных. – М.: Мир, 1989. – 540 с.
5. Mei C., Wentz K.R. Analytical and Experimental Nonlinear Response of Rectangular Panels to Acoustic Excitation // AIAA Paper. – 1982. – 82 – 733. – P. 514 – 520.

Надійшла 31.03.2005

Рецензент: доктор технічних наук професор В.А. Войтов,
 Харківський національний університет сільського господарства ім. П. Василенко.