

ОЦІНКА ВПЛИВУ ПАРЕМЕТРІВ ПРУЖНОГО ПІЛОННОГО ПІДВІСУ ДВИГУНА НА ДИНАМІЧНІ НАВАНТАЖЕННЯ

Для моделирования упругих колебаний конструкции самолета в полете используется балочная схематизация. Размещение двигателя под крылом на пилонном подвесе выдвигает дополнительные требования к контролю адекватности балочной схематизации конструкции. В статье рассматривается влияние параметров компоновки крыла и двигателя на пилонном подвесе на динамическое нагружение планера неманевренного самолета. В качестве метода анализа используется метод построения передаточных функций перегрузок в центре тяжести двигателя.

To simulate the elastic vibration aircraft structure in flight using girder schematization. Placing the engine under the wing on pylons suspension puts additional demands on the control of the adequacy of schematization girder construction. The article examines the impact of the layout of the wing and engine pylon suspension on dynamic loading transport aircraft. As a method of analysis used a method of constructing the transfer functions of congestion in the center of gravity of the engine.

Вступ

При розміщенні двигунів на літаку керуються, в основному, вимогами аеродинаміки та зручності їх експлуатації [1].

Конструкція вузлів кріплення двигуна визначається вимогами міцності та безпеки.

Окрім загальних вимог про достатню міцність при мінімальній вазі кріплення повинно забезпечувати наступне [1, 2]:

- відсутність напружень у конструкції планера, викликаних розширенням частин двигуна при нагріві;
- незалежність роботи конструкції планеру від встановленого на ньому двигуні;
- геометричну незмінність системи «двигун - планер» для всіх випадків навантаження;
- поглинання вібраційних навантажень від незбалансованості частин двигуна, що обертаються та нестабільності потоку газу всередині.

Після нещасного випадку, в якому літак втратив двигун, що був встановлений на крилі, Національне Управління Безпеки Транспорту (NTSB) внесло рекомендацію [3], щодо корегування вимог до проектних навантажень та включали розгляд багатосного навантаження, з яким стикаються при польотах у сильній турбулентності. Ці рекомендації відносились до навантаження на двигуни, що встановлені на крилі.

Припускається, що існуючі конструкції відповідають вимогам, а також існуючі критерії поривів покращені таким чином, що будуть адекватними для сучасних та майбутніх конфігурацій, але існує ймовірність, що зіткнувшись з багатосним поривом двигун на крилі може привести до більш високі навантаження.

Постановка задачі. Мета статті — аналіз навантажень на двигун в залежності від компонування двигуна на підвісі під крилом в умовах турбулентності.

У даній статті розглянута конструкція планеру літака типу високоплан з двома двигунами на пілонній підвісі під крилом.

Методи аналізу турбулентних поривів. У відповідь на рекомендації NTSB, була сформована незалежна організація для розробки метода виконання аналізу багатоосного пориву, яка і сформулювала нові методи аналізу турбулентних поривів [4], що передбачали розглядання двох типів поривів: «кругового» та багатоосного.

Балочна схематизація конструкції планеру літака. Умовою коректного розв'язку ряду задач динамічної аеропружності (флатеру, навантажень при польоті у неспокійному повітрі) є вибір такої розрахункової схеми, яка б достатньо повно відображала основні динамічні характеристики конструкції.

Під розрахунковою схемою розуміється пружно-масова ідеалізована модель конструкції. Вона може бути різною, в залежності від розглядуваного явища та, найчастіше визначається діапазоном частот, який є основним для цієї задачі.

Шум та вібрація знижують функціональні можливості людини, можуть призвести до погіршення координації руху, зниженню гостроти зору, враженню серцево-судинної та нервової систем. Тому особливе значення мають методи й засоби зниження шуму та вібрації як при проектуванні робочих місць операторів, так і при вдосконаленні діючої техніки.

Основною перевагою даної схематизації є її простота та адекватність моделі реальним умовам експлуатації.

Конструкція планеру літака моделюється у вигляді просторової системи балок, а двигуни літака — як зосередженні вантажі на пружній підвісі (рис. 2).

Центр маси двигуна може мати довільний просторовий винос відносно точки кріплення, под якою мається на увазі найближчий розрахунковий перетин балки крила.

При записі рівнянь компоненти, що відносяться до вантажу позначаються індексом "гр". Кожний підвішений об'єкт має власну зв'язану систему координат $x_{1gp}^{(i)}, x_{2gp}^{(i)}, x_{3gp}^{(i)}$, начало якої співпадає з центром маси (Ц.м.) відповідного вантажу. Система координат суміщена з головними центральними осями інерції. Переміщення вантажу визначається векторами $w_{gp}^{(i)}, g_{gp}^{(i)}$ відносно системи координат, що пов'язана з вантажем у недеформованому стані.

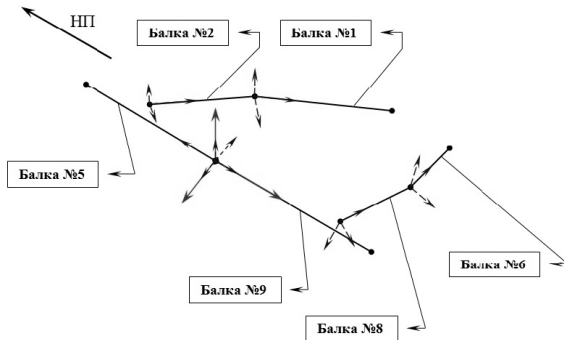


Рис. 1. Схематизація планеру літака та додатні напрямки систем місцевих та загальної системи координат, де балки №№1-2 – крило; балки №№ 5 та 9 – фюзеляж; балка №6 – горизонтальне оперення; балка №8 – вертикальне оперення

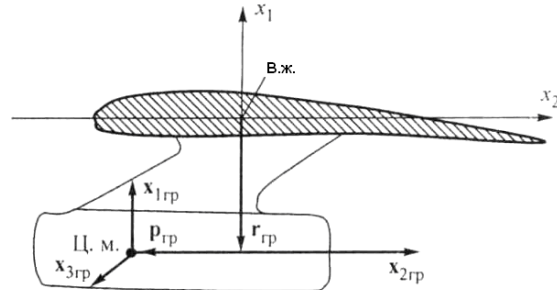


Рис. 2. Схематизація двигуна на пілонній підвісці, як зосередженого вантажу.

$x_{1gp}, x_{2gp}, x_{3gp}$ - місцева система координат, відносно центру мас (Ц.м.) двигуна;

x_1, x_2 - система координат, що пов'язана з віссю жорсткості (В.ж.) крила;

$r_{гр}$ - радіус-вектор, що відповідає за винос центру мас двигуна відносно осі жорсткості

Інерційні властивості зосереджених вантажів задаються масою вантажу $m_{gp}^{(i)}$ та моментами інерції у матричній формі:

$$[I_{gp}^{(i)}] = \begin{bmatrix} I_{1gp}^{(i)} & 0 & 0 \\ 0 & I_{2gp}^{(i)} & 0 \\ 0 & 0 & I_{3gp}^{(i)} \end{bmatrix}$$

Діагональні елементи ($k = 1, 2, 3$) є моментами інерції i -го вантажу відносно осей.

Пружність підвісу вантажів задається матрицею податливості $[G_{gp}^{(i)}]$ у системі координат, що пов'язана з i -м вантажем, а конкретніше – двома її діагональними елементами, що моделюють пружні переміщення двигуна у вертикальному та боковому напрямках. Рівняння руху для підвішених об'єктів, що моделюються зосередженими вантажами мають вигляд:

переміщення та кути повороту

$$\begin{bmatrix} w_{gp}^{(i)} \\ g_{gp}^{(i)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} w_{n.gp}^{(i)} \\ g_{n.gp}^{(i)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} [G_{gp11}^{(i)}] & [G_{gp12}^{(i)}] \\ [G_{gp21}^{(i)}] & [G_{gp22}^{(i)}] \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} Q_{gp}^{(i)} \\ M_{gp}^{(i)} \end{bmatrix}$$

інерційні сили та моменти

$$Q_{gp}^{(i)} = m_{gp}^{(i)} \frac{\partial^2 w_{gp}^{(i)}}{\partial t^2},$$

$$M_{gp}^{(i)} = [I_{gp}^{(i)}] \frac{\partial^2 g_{gp}^{(i)}}{\partial t^2}.$$

Як правило, відповідність моделі до реальної конструкції літака перевіряється за рівністю розрахункових величин власних парціальних частот двигуна на пілонній підвісці та величин, отриманих за частотними випробуваннями реальної конструкції [2]. В даному дослідженні відповідність моделі до реальної конструкції перевірялась аналізом співвідношень спектральних характеристик, які дозволяють ідентифікувати форми коливань крила, та дослідити вплив тих чи інших тонів на загальну навантаженість крила літака.

Аналіз впливу параметрів пілонного підвісу на навантаженість двигуна. Результати розрахунку частотних характеристики передаточних функцій вертикального та бічного перевантажень по центру маси двигуна. представлені на рис. 3-4.

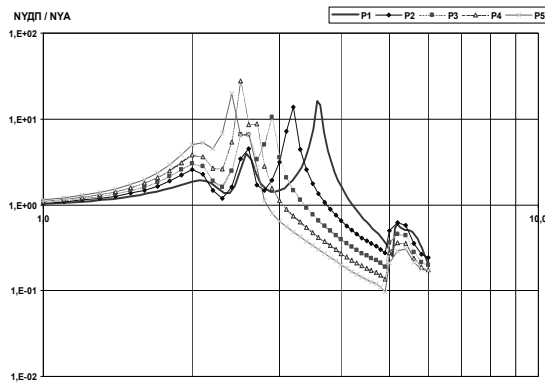


Рис. 3. Частотна характеристика розрахункових передаточних функцій вертикального перевантаження по центру мас двигуна

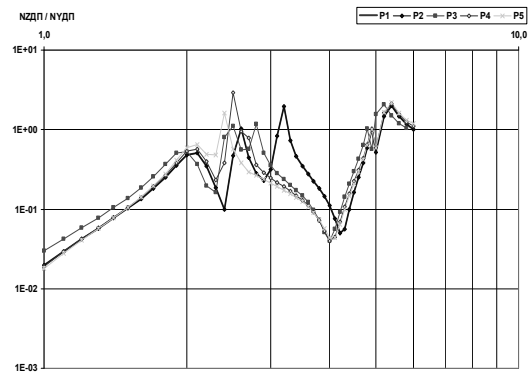


Рис. 4. Частотна характеристика розрахункових передаточних функцій бічного перевантаження по центру мас двигуна

При дослідженні перевантажень центру маси двигуна змінювались характеристики вертикальної та бічної пружності, що призводило до зміни амплітуд пікових значень та розташування піків на частотній шкалі (див рис. 3 - 4), причому, розглянуті варіанти P1-P5 на обох малюнках розташовану у порядку зростання вертикальних (рис. 3) та бічних (рис. 4) жорсткісних характеристик пілонного підвісу. Значення параметрів жорсткості змінювались від початкового (варіант P3) в сторону збільшення жорсткості (P4—у п'ять разів, P5—у десять разів) і зменшення жорсткості (P2—у п'ять разів, P1—у десять разів, відповідно).

Аналіз характеру змін частотних характеристик проводився оцінкою градієнтів передаточних функцій перевантажень по центру маси двигуна (вертикальне, бічне) відносно перевантаження центру мас літака.

Розглядалися наступні форми власних коливань крила [2]:

- симетричний згин крила;
- симетричні горизонтальні коливання двигуна;
- симетричне кручення крила.

Особливу увагу приділяли аналізу перехідного процесу, що відображає збурення в діапазоні частот 2-4 Гц, що співпадають зі значеннями власних частот коливань крила. А також тому, що при варіаціях жорсткостей піки передаточних функцій мають плаваючий за частотою характер. Комбінування величин пружності призводить (окрім зміни частоти піку) до зміни амплітуди передаточної функції.

Аналіз показав що:

— зміна пружності кріплення двигуна у вертикальній площині впливає на величину відгуку на частоті симетричного кручення крила, а зміна бічної пружності — на частоті симетричних горизонтальних коливань двигуна;

— зміна параметрів практично пружності не впливає на частоту симетричного згину крила 1-го тону (рис. 3-4, пік в районі 2 Гц), але вносить свій вклад в потужність піку другого та третього тону коливань;

— залежність передаточної функції від пружних параметрів підвісу має досить складний характер, і в межах даного дослідження охарактеризована лише певний діапазон зміни цих параметрів та відповідної зміни передаточних функцій.

Висновки.

Даний аналіз може бути використаний для корегування амплітудно-частотних характеристик реакції конструкції на турбулентні збурення, а також для якісної оцінки динамічних властивостей від розміщення двигуна у компоновці планеру літака, а також дозволяє провести оцінку амплітудно-частотних характеристик на ранніх стадіях проектування з метою прийняття наступних рішень.

При уточненні величин вертикальної та бічної пружності пілонного підвісу необхідно звертати увагу на потужність та частоту реакції.

Подальше удосконалення розглянутої методики необхідно проводити в напрямку розробки складної кінцево-елементної моделі, а також розгляд ряду розрахункових варіантів навантаженості конструкції відповідно до Авіаційних Правил.

Список літератури

1. Зайцев В.Н., Рудаков В.І. Конструкция и прочность самолетов — К.: Вища школа, 1978.— 488с.
2. Кузнецов О.А. Динамические загрузки на самолет — М.: Физматлит, 2008.— 264с.
3. NTSB Safety Recommendation A-93-136 — 1993.
4. Stirling Dynamics Laboratories Report No SDL -571-TR-2 dated May 1999.