

УДК 629.7.015: 533.69.048.5

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771382019202992>Б. А. Гевко¹, аспірант, Ю. І. Бондар², к.т.н., доцент**МЕТОДИ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ ПІД ЧАС ПОЛЬОТУ У БЕЗПЕРЕРВНІЙ ТУРБУЛЕНТНОСТІ****En**

This paper investigates the loads which acting on the elastic high aspect ratio wing of a cargo aircraft flying in continuous turbulence. According to the requirements of CS-25, gusts that are normal to the flight path and uniform at spanwise are considered. Random gusts at continuous turbulence are described by the spectral density (PSD) of gusts suggested by Karman.

The simulation of the flow around the calculated model aircraft are performed by the methods of computational aerodynamics: dipole lattice method (DLM), high order panel method (Panel), dipole lattice and constant pressure method (DLM/CPM), vortex frame method (VFM). Flow is accepted as quasi-stationary or non-stationary. The elastic mass model of the aircraft is described by beam. The discrepancies between the results of the load calculations from the continuous turbulence on the aircraft elastic wing are determined.

The results show that taking into account the effects of non-stationary aerodynamics results in somewhat lower values of loads on the aircraft structure: up to 2% in the root sections of the wing and up to 5% in the end sections. The largest difference is observed using the dipole lattice method and the smallest one is in the panel method. The magnitude of the load increase from turbulence is almost the same for all the considered methods. Its main difference is observed when determining loads in horizontal flight, where the lowest values are obtained when using DLM / CPM.

The main results are presented in graphical and tabular form.

Ru

Исследование посвящено определению расхождения результатов расчета нагрузок от непрерывной турбулентности на упругое крыло самолета транспортной категории при использовании метода дипольной решетки (DLM), панельного метода высокого порядка (Panel), метода дипольной решетки и постоянных давлений (DLM/CPM), метода вихревых рамок (VFM).

В соответствии с требованиями CS-25, рассмотрено случайные порывы, нормальные к траектории полета и равномерные по размаху. Непрерывная турбулентность описывается спектральной плотностью (PSD) порывов, предложенной Карманом. Упруго-массовая модель самолета описана с помощью балочной схематизации.

Вычислено нагрузки при горизонтальном полете и при полете в непрерывной турбулентности при учете и без учета эффектов нестационарной аэродинамики.

Проведено сравнение полученных данных.

¹ КПИ ім. Ігоря Сікорського

² КПИ ім. Ігоря Сікорського

Вступ

Визначення динамічних навантажень, що діють на конструкцію літальних апаратів, для авіації є надзвичайно важливою проблемою. Підвищення точності вирішення цієї проблеми пов'язане із дослідженнями різного напрямку, як аеродинаміки, динаміки польоту, так і міцності та систем керування.

Політ у неспокійному повітрі є одним із основних розрахункових випадків для визначення міцності під час дії динамічних навантажень, особливо це відноситься до міцності крила, фюзеляжу і кріплення двигунів. У задачах міцності розглядаються два види поривів неспокійного повітря: дискретний порив і безперервна турбулентність. Екстремальні навантаження від однократного пориву використовують для визначення статичної міцності літака, тоді як навантаження від турбулентності використовують ще й для визначення ресурсу конструкції [1].

Пружно-деформований стан конструкції літального апарату (ЛА) визначається точністю та надійністю прогнозування величини і характеру експлуатаційних навантажень та фізико-механічних характеристик конструкційних матеріалів. Якість та надійність методів призначення експлуатаційних навантажень, властивостей матеріалів та моделей визначення пружно-деформованого стану встановлюються експериментально, шляхом випробування готового виробу або його масштабної моделі. Тому завжди виникає проблема адекватності модельних досліджень та реальних умов експлуатації. Для швидкоплинних процесів типу обтікання літального апарата та реакції пружної конструкції на зовнішні збурення важливо визначити параметри процесів та порівняти із результатами експерименту, що неможливо без застосування сучасної обчислювальної техніки із відповідним програмним забезпеченням.

Для розв'язання задачі визначення аеродинамічних навантажень потрібно знати розподіл по поверхні ЛА зовнішніх аеродинамічних сил, що залежать від місцевих кутів атаки. Існують різноманітні способи зв'язку кутів атаки і аеродинамічних сил. Зазвичай застосовується два основних підходи: обтікання приймають квазістаціонарним або нестаціонарним. Упершому підході вважають, що сили залежать лише від розподілу кутів атаки (динамічної кривизни) у даний момент часу і не залежать від передісторії руху. У нестаціонарному підході враховують передісторію, наприклад, у разі раптової зміни кута атаки аеродинамічна сила встановлюється не відразу, а існує певний перехідний процес, що залежить від швидкості польоту V (числа Маха). У разі квазістаціонарного підходу у свою чергу використовують метод циркуляцій і метод стаціонарних вихорів [2].

Постановка задачі

Необхідно визначити розбіжність результатів розрахунку навантажень від безперервної турбулентності на пружне крило літака транспортної категорії при використанні різних методів математичного моделювання обтікання ЛА. Розглянути: метод дипольної решітки (*DLM*), панельний метод (*Panel*), метод дипольної решітки та постійних тисків (*DLM/CPM*), метод вихрових рамок (*VFM*).

Модель турбулентності

Відповідно до вимог CS-25 [3], розглянуто пориви, що нормальні до траєкторії польоту та рівномірні за розмахом [4]. Випадкові пориви у разі безперервної турбулентності описуються спектральною щільністю (*PSD*) поривів, що запропонована Карманом [5]:

$$\Phi_w(\Omega) = \sigma_w^2 L / \pi \frac{1 + 8/3 \cdot (1,339 \cdot L\Omega)^2}{[1 + (1,339 \cdot L\Omega)^2]^{11/6}}, \quad (1)$$

де Φ_w – спектральна щільність поривів, $(\text{м/с})^2/(\text{рад/м})$;

σ_w – середньоквадратичне значення істинної швидкості пориву, м/с;

Ω – просторова частота, рад/м;

L – масштаб турбулентності, м.

Значення експлуатаційного навантаження для силового фактора у під час розгляду навантаження конструкції визначається наступним виразом:

$$P_L = P_{L-1g} \pm \sigma_{\Delta y} / \sigma_w U_\sigma, \quad (2)$$

де

P_{L-1g} – стаціонарне навантаження у разі горизонтального польоту;

$\sigma_{\Delta y}$ – середньоквадратичне значення (RMS) приросту динамічного навантаження;

U_σ – нормована швидкість пориву.

Знання спектрів для всіх вихідних сигналів дозволяє визначити середньоквадратичні значення для всіх розглянутих навантажень:

$$\sigma_y = \sqrt{\int_0^\infty \Phi_w(\Omega) d\Omega} = \sqrt{\int_0^\infty \Phi_w(\Omega) |\Phi_{y/w}(j\Omega)|^2 d\Omega}. \quad (3)$$

Як впливає із наведеного вище виразу (2), необхідне знання середньоквадратичних значень приростів динамічного навантаження відносно навантажень у горизонтальному польоті та власне самих навантажень під час горизонтального польоту.

Модель конструкції ЛА

Опис моделі конструкції літака і, відповідно, її скінченно-елементної моделі проводиться за допомогою регулярного багаторівневого дерева, вузлами якого є підконструкції [6]. Дані під конструкції, що представлені у вигляді пружних балок (*ERB*), допускають всі типи деформацій: розтяг, згин у двох площинах і кручення. Пружна балка використовується для моделювання фюзеляжу, крила, аеродинамічних органів, що відхиляються, двигунів, пілонів, горизонтального (ГО) та вертикального (ВО) оперення. Кожна *ERB* характеризується розподілами жорсткості і мас.

Тони власних коливань конструкції визначаються на основі парціальних тонів підконструкцій за допомогою алгоритму модального синтезу, використовуюваного у *IMAD* [6, 7, 8]. Для забезпечення необхідної точності модального аналізу конструкції було розраховано по 25 перших тонів симетричних та антисиметричних коливань.

Аеродинамічна модель

Використання методів лінійної аеродинаміки дає можливість розділити основну проблему обчислення аеродинамічних течій на набір простих приватних (парціальних) завдань. Ці завдання включають незалежні зміни кінематичних параметрів руху літака як твердого тіла, а також кінематичних параметрів пружних деформацій і відхилень аеродинамічних керуючих поверхонь.

Панельний метод високого порядку (*Panel*) застосовується для обчислення стаціонарного та нестаціонарного дозвукових потоків і стаціонарного надзвукового потоку. Аеродинамічна поверхня літака моделюється панелями із вихорами, джерелами і триплетами із постійним, лінійним або квадратичним розподілом інтенсивності [9]. Для дозвукового потоку використовується скорочений потенціал. Структура розподілу вихорів на несучій поверхні у коливальному потоці описана у [10]. Застосування панельного методу у нестаціонарному дозвуковому потоці обмежено малими значеннями параметра:

$$K^2 = \frac{Sh^2 M^2}{1 - M^2} < 0,01, \quad (4)$$

де

K хвильове число;

$k = \omega b / 2V$ редуційована частота;

b хорда крила, зазвичай середня аеродинамічна хорда (САХ);

$Sh = 2k$ число Струхалія;

M число Маха.

У разі використання VFM тонкі несучі поверхні розбиваються на сітку чотирикутних панелей. Поверхню обтікає безвідривний стисливий нев'язкий (потенціальний) потік, що має на нескінченності вектор швидкості V_∞ із модулем U_∞ :

$$V_\infty = U_\infty \begin{bmatrix} -\cos \alpha & \cos \beta \\ \sin \alpha & \cos \beta \\ -\sin \beta \end{bmatrix}, \quad (5)$$

де

- α кут атаки;
- β кут ковзання.

Кожне ребро панелей вважається прямолінійним відрізком. Для кожної панелі вводиться вихрова рамка, що складається із чотирьох вихрових відрізків однакової інтенсивності G_i . Введена система вихрових рамок дає без циркулярне обтікання поверхні. Циркуляційне обтікання отримується додаючи вздовж задньої крайки напівнескінченні вихрові рамки із інтенсивностями G_{wi} , що рівні інтенсивностям G_i суміжних вихрових рамок у напрямку вектору незбуреного потоку V_∞ . Сукупність напівнескінченних вихрових рамок утворює вихрову пелену, що сходиться із задньої крайки поверхні. Система умов виду $G_{wi} = G_i$ для вихрових рамок забезпечує виконання умови Жуковського на задній крайці поверхні. Викладений у [11] підхід до побудови дискретної вихрової системи еквівалентний до підходу, що застосовується у формулюваннях методу вихрової решітки (VLM) і DLM, але має відмінності: замість виразу (5) у VLM і DLM використовується спрощене лінеаризоване представлення

$$V_\infty = U_\infty \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad (6)$$

вихідна кривизна та малі значення α і β у цих методах враховуються малими поворотами векторів нормалей під час формулювання умови не протікання.

У випадку застосування DLM для стаціонарного і нестаціонарного дозвукових потоків, аеродинамічна поверхня літака моделюється панелями. У стаціонарному потоці використовуються панелі із вихорами підковоподібної форми для крил і панелі із точковими джерелами для об'ємних тіл. У нестаціонарному потоці використовуються коливні диполі для крил та коливні точкові джерела для об'ємних тіл [12].

У DLM/CPM для дозвукових режимів застосовується метод диполів, аналогічний використовуваному у DLM. Додаткова можливість – розрахунок аеродинамічних сил індуктивного опору та (за емпіричними формула-

ми) сил в'язкого тертя. Для розрахунку надзвукових режимів застосовується панельний метод постійних тисків (*CPM*) [13]. На відміну від *DLM* для стаціонарного надзвукового потоку використовуються панелі із постійним розподілом вихорів під час аналізу несучих поверхонь, і панелі із постійними джерелами для тіл. Для нестационарної аеродинаміки у надзвуковому потоці розглядаються тільки несучі поверхні, використовують панелі із осцилюючими диполями. Гранична умова не протікання, що задана у контрольних точках панелей, зводить задачу до вирішення системи лінійних алгебраїчних рівнянь. Чисельне рішення цієї системи дає значення інтенсивності особливостей і відповідні значення швидкостей для контрольних точок панелей. Крім того, під час розрахунку коефіцієнтів тиску на кожній панелі використовується осьова складова збуреної швидкості та значення потенціалу. Аеродинамічні коефіцієнти літака обчислюються на основі відомих полів тисків за допомогою квадратичних формул Гауса. У разі застосування дискретних вихорів аеродинамічні коефіцієнти обчислюються із використанням формули Жуковського [6, 14].

Після отримання узагальнених аеродинамічних сил і коефіцієнтів для визначення навантажень проводиться спектральний аналіз у частотній області із подальшим отриманням середньоквадратичних значень.

Результати дослідження

Порівняльні розрахунки також проведені для моделі регіонального турбогвинтового літака (РГЛ-140). Підконструкції літака змодельовані типами аеродинамічних моделей: фюзеляж – тілесна, крило, ГО, ВО – крилева. Зовнішній вигляд розрахункової аеродинамічної моделі Л-140, наведений на рис. 1, а. Зовнішній вигляд розрахункової пружно-масової моделі Л-140, наведений на рис. 1, б.

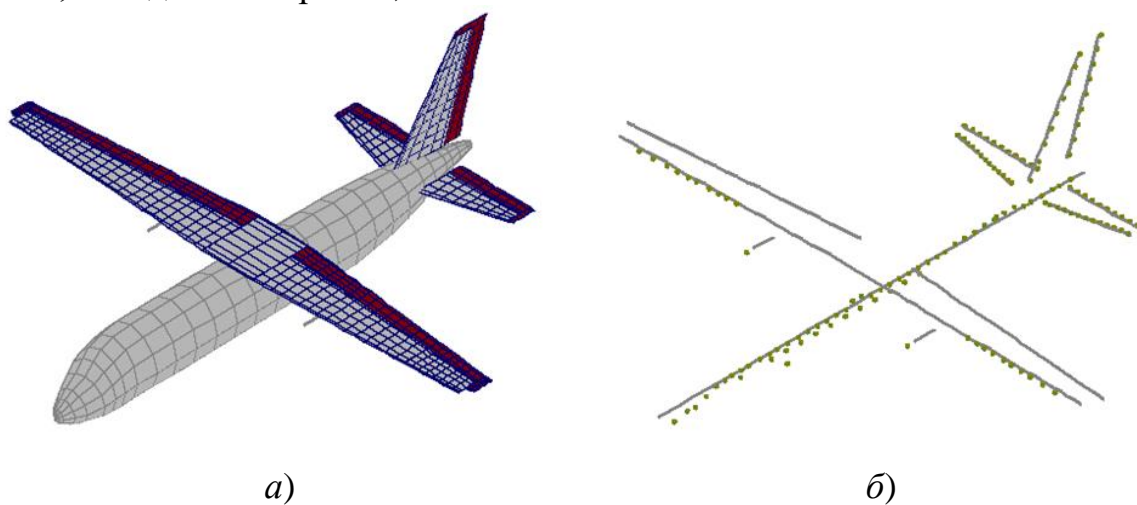


Рис. 1. Розрахункова модель Л-140: а) аеродинамічна модель; б) пружно-масова модель

На рис. 2 представлені результати розрахунку навантажень на крило літака під час польоту у безперервній турбулентності. Предметом аналізу є результати розрахунку за допомогою різних варіантів розрахункових методів аеродинаміки навантажень, що діють на літак під час польоту у безперервній турбулентності, а саме:

- значення поперечної сили Q_y та їхній розподіл по розмаху крила;
- значення згинального моменту M_z та їхній розподіл по розмаху крила.

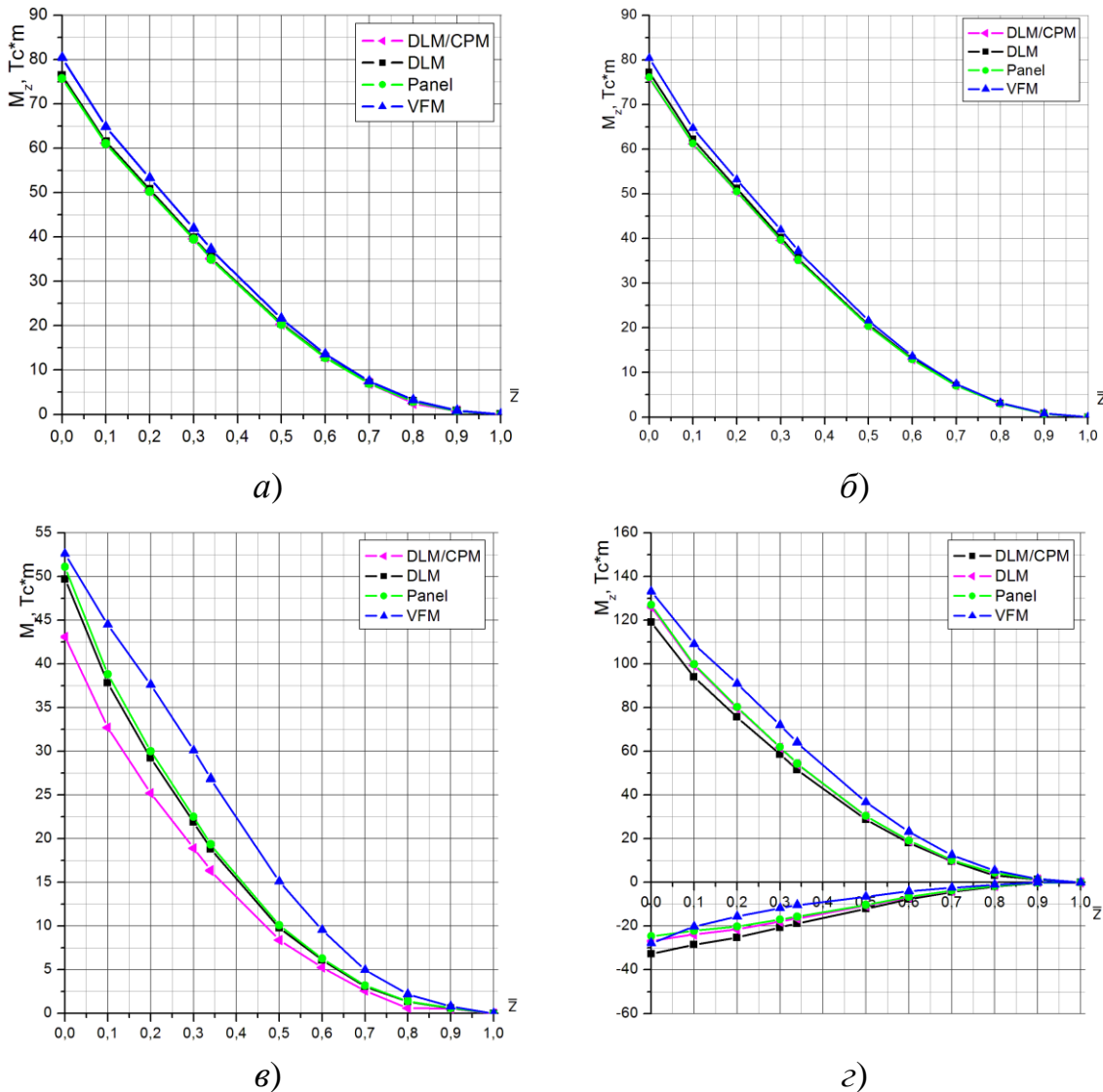


Рис. 2. Розподіл Q_y за розмахом крила Л-140 у залежності від використовуваного методу визначення аеродинамічних коефіцієнтів: а) під час горизонтального польоту; б) середньоквадратичний приріст із урахуванням нестационарності; в) середньоквадратичний приріст без урахуванням нестационарності; з) сумарне значення поперечної сили у разі урахування нестационарності

П р и л а д и т а м е т о д и к о н т р о л ю

Розрахункові дослідження виконані для умов польоту у крейсерському режимі зі швидкістю V_c , в умовах навантаження згідно із вимогами сертифікаційних органів [3].

Аналіз результатів моделювання

У корневих перерізах крила спостерігається найменша різниця між отриманими значеннями навантажень, а у разі наближення до закінцівок ця різниця суттєво зростає у відносних величинах.

Для Л-140 із урахуванням ефектів нестационарності у порівнянні зі квазістационарним підходом у разі визначенні згинального моменту M_z отримані співвідношення $M_{z_i}^{Hct} / M_{z_i}^{ct}$, у межах розмаху крила $\bar{z} = 0 - 0,8$:

Метод	<i>RMS</i>	Горизонтальний збалансований політ	Сумарне максимальне	Сумарне мінімальне
<i>DLM/CPM</i>	0,990 – 1,000	0,998 – 1,00	0,994 – 1,000	0,980 – 1,000
<i>DLM</i>	0,985 – 0,990	0,995 – 1,00	0,990 – 0,993	0,975 – 0,984
<i>Panel</i>	0,992 – 0,995	0,998 – 1,00	0,996 – 1,000	0,984 – 0,994
<i>VFM</i>	1,000 – 1,002	0,987 – 0,99	0,991 – 1,000	1,022 – 1,033

Аналогічно співвідношення значень поперечної сили $Q_{y_i}^{Hct} / Q_{y_i}^{ct}$ становлять:

Метод	<i>RMS</i>	Горизонтальний збалансований політ	Сумарне максимальне	Сумарне мінімальне
<i>DLM/CPM</i>	0,980 – 0,990	0,992 – 1,00	0,990 – 0,995	0,970 – 0,980
<i>DLM</i>	0,980 – 0,990	0,994 – 1,00	0,985 – 0,995	0,957 – 0,980
<i>Panel</i>	0,990 – 0,995	0,994 – 1,00	0,983 – 1,000	0,963 – 0,996
<i>VFM</i>	1,00 – 1,009	0,997 – 1,00	1,000 – 1,006	1,004 – 1,050

Розрахункові значення згинального моменту M_z отримані за допомогою інших методів у порівнянні із *DLM/CPM* ($M_{z_i}^{Method} / M_{z_i}^{DLM/CPM}$), як у разі урахування ефектів нестационарності так і у разі квазістационарного підходу, у межах розмаху крила $\bar{z} = 0 - 0,8$, здебільшого мають більшу величину:

Метод	<i>RMS</i>	Горизонтальний збалансований політ	Сумарне максимальне	Сумарне мінімальне
<i>DLM</i>	1,005 – 1,006	1,153 – 1,172	1,049 – 1,067	0,817 – 0,920

Метод	<i>RMS</i>	Горизонтальний збалансований політ	Сумарне максимальне	Сумарне мінімальне
<i>Panel</i>	0,992 – 1,003	1,186 – 1,221	1,054 – 1,067	0,750 – 0,870
<i>VFM</i>	1,054 – 1,063	1,220 – 1,927	1,118 – 1,298	0,529 – 0,848
Співвідношення $Q_{y_i}^{Method} / Q_{y_i}^{DLM/CPM}$ значень поперечної сили Q_y				

відповідно становлять:

Метод	<i>RMS</i>	Горизонтальний збалансований політ	Сумарне максимальне	Сумарне мінімальне
<i>DLM</i>	1,000 – 1,009	1,142 – 1,194	1,050 – 1,066	0,713 – 0,912
<i>Panel</i>	0,991 – 0,999	1,176 – 1,245	1,046 – 1,072	0,604 – 0,875
<i>VFM</i>	1,045 – 1,069	0,934 – 2,229	1,010 – 1,355	0,343 – 1,314

Висновки

Проведені дослідження показали, що врахування ефектів нестационарної аеродинаміки призводить до отримання дещо нижчих значень навантажень (до 2% у корневих перерізах крила і до 5% у кінцевих перерізах) на конструкцію літака, що цілком відповідає [2], хоча *VFM* навпаки – дещо завищує навантаження від турбулентності. Найбільша різниця спостерігається у разі використання методу дипольної решітки, а найменша у разі – панельного методу. Величина приросту навантаження від турбулентності для усіх розглянутих методів практично однакова. Основна відмінність спостерігається під час визначення навантажень у горизонтальному збалансованому польоті, де у разі використання *DLM/CPM* отримані найменші значення. Також під час використання *VFM* у корневих перерізах отриманні значно нижчі значення поперечної сили, що пояснюється відмінностями у алгоритмах врахуванням інтерференції крил і фюзеляжу.

Вибір оптимальних аналітичних та обчислювальних методів аеродинаміки дозволить розробити таку математичну модель зовнішніх навантажень, що провівши чисельне моделювання навантажень і порівнявши із фізичним експериментом буде підтверджена коректність розробленої моделі визначення навантажень, що діють на літак у разі польоту у неспокійній атмосфері.

Список використаної літератури

1. Гевко Б. А., Бондар Ю. І. Алгоритм визначення навантажень при польоті в неспокійному повітрі, *Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку*, – К., Україна, Грудень – 2019, – с. 7.

2. Кузнецов О. А. Динамические нагрузки на самолет. – М.: Издательство физико-математической литературы (Физматлит), – 2008, – 264 с, – ISBN 9785-94052-167-9.
3. Authorities. Certification specifications and acceptable means of compliance for large Aeroplanes CS-25, Amendment 24, – 2020.
4. Noblit, F. M. Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications. AIAA education series, – 1988, doi:10.2514/4.861888.
5. Von Karman, T. 48). Progress in the Statistical Theory of Turbulence. Proceedings of the National Academy of Sciences, 34(11), – 1948. – с. 530 - 539. doi:10.1073/pnas.34.11.530.
6. Ивантеев В. И., Снисаренко Т. В., Чубань В. Д., Интерактивное многодисциплинное проектирование летательных аппаратов. Руководство пользователя, Версия 10.6, – 2004.
7. Ивантеев В. И., Стеба М. А. Методы расчета собственных форм и частот колебаний самолета на основе интегральных уравнений движения. Труды ЦАГИ, вып. 2405, – 1988.
8. Евсеев Д. Д., Рыбаков А. А. Алгоритм расчета матриц податливости конструкций летательных аппаратов методом подконструкций применительно к задачам аэроупругости. Ученые записки ЦАГИ, т. XII, №5, – 1981, – с. 139-142.
9. Woodward F. A. An improved method for the aerodynamic analysis of wing- body- tail configuration in subsonic and supersonic flow. – NASA CR-2228, Part I, II, – 1973.
10. Singh N., Aikat S., Basu B. C. Oscillating thin wings in inviscid incompressible flow. – Aeronautical Journal. August/September, – 1989.
11. Чубань В. Д. Метод расчета флаттера Т-образного оперения, учитывающий влияние угла атаки и угла установки стабилизатора на критические параметры флаттера. Ученые записки ЦАГИ, т. XXXV, №3 – 4, – 2004, – с. 90-99.
12. Albano E., Rodden W.P. A doublet-lattice method for calculating lift distribution on oscillating surfaces in subsonic flow. – AIAA Journal, Vol. 7, N 2, February – 1969.
13. K. Appa Constant pressure panel method for supersonic unsteady airload analysis J. Aircraft, Vol. 24, No. 10, Oct. – 1987.
14. Chuban V. D., Ivanteyev V. I., Chudayev B. J., Avdeyev E. P., and Shvilkin V. A. Numerical simulation of flutter validated by flight-test data for TU-204 aircraft, Computers and Structures, Vol. 80, – 2002, – pp. 2551-2563.