

УДК 629.7.015: 533.69.048.5

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771422021268893>Б. А. Гевко<sup>1</sup>, PhD студент, Ю. І. Бондар<sup>2</sup>, к.т.н., доцент

## ВПЛИВ РЕЖИМУ ПОЛЬОТУ НА НАВАНТАЖЕННЯ ВІД НЕСПОКІЙНОГО ПОВІТРЯ

**Ua** Дослідження присвячено визначенню впливу висоти та швидкості польоту на навантаження, що виникають на крилі літака, при польоті в умовах безперервної турбулентності. Конструкція літака моделюється за допомогою пружно-балкової схематизації. Модальний аналіз конструкції літака виконано з різною кількістю обчислюваних тонів. Для моделювання обтікання поверхні літака використовується панельний метод дипольної решітки та постійних тисків (DLM/CPM). Розгляд різних швидкостей польоту показав необхідність розгляду як мінімальних так і максимальних швидкостей, оскільки при зміні швидкості змінюється розподіл навантажень за розмахом крила. Визначено, що максимальні значення поперечної сили та згинального моменту виникають при польоті на мінімальній висоті, а максимальне значення крутного моменту на крилі досягається при максимальному числі Маха. Також запропоновано ефективний метод для зменшення часу обчислень динамічних навантажень, що полягає у визначенні та врахуванні мінімально необхідної кількості тонів власних коливань.

**En** This paper investigated the influence of altitude and flight speed on the loads arising on the elastic wing of a turbojet aircraft of conventional layout, which falls into turbulent conditions. The aircraft structure is modeled by elastic beams with appropriate weight and stiffness distribution. Performed a modal analysis of the aircraft design and examined the influence of the number of calculated tones own oscillations on the loading of an aircraft wing. Aerodynamic forces and moments are determined by the dipole lattice and constant pressure method (DLM/CPM). Non-stationary characteristics are also taken into account, as required by certification specification. Determining the effect of flight speed showed the need to consider both the minimum and maximum speeds, because at minimum speed the end zone of the wing is loaded more, and at the cruise speed – the root section. When analyzing the effect of flight altitude on the load, determined that the maximum values of transverse force and bending moment occur when flying at minimum altitude, and the torque on the wing reaches the maximum value at altitudes with the maximum Mach number. Separately highlighted loads of aircraft wing at horizontal balanced flight. Also showed that the speed of flight, namely the Mach number, significantly affects the torque that occurs on the wing.

---

<sup>1</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського<sup>2</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

**Вступ**

Політ у неспокійному повітрі є одним із характерних випадків динамічного навантаження конструкції літального апарату (ЛА). Під час визначення динамічної реакції літака часто допускається, що конструкція літака абсолютно жорстка. На основі цього припущення, прикладенні ззовні сили, врівноважуються аеродинамічними та інерційними силами, які є результатом руху літака, як твердого тіла. Це призводить до певних помилок. Деформація може викликати додаткові аеродинамічні сили, що впливатимуть на сумарну реакцію літака. Крім того, якщо динамічна реакція є прямим наслідком швидкого прикладення зовнішніх сил, то додатково з'являться коливальні рухи конструкції літака. Вони здійснюють значний вплив на розподіл напружень у конструкції та дещо менший вплив на сумарну реакцію літака. Таким чином дослідження польоту пружного літака у неспокійному повітрі потребує розв'язання задач аеропружності для забезпечення необхідної міцності конструкції [1].

Під час визначення розподілу аеродинамічних сил та моментів по поверхні ЛА обтікання приймають квазістаціонарним [2, 3] або нестаціонарним [4, 5]. У першому випадку не враховується передісторія руху, а лише розподіл кутів атаки на даний момент часу. За нестаціонарного підходу у разі раптової зміни кута атаки аеродинамічна сила встановлюється не одразу, а існує певний перехідний процес. Для розрахунків аеродинамічних сил на дозвукових та трансзвукових швидкостях у разі вирішення задач аеропружності широко використовуються панельно-вихрові методи [6 - 8]. Відповідно до вимог міжнародних органів з сертифікації авіаційної техніки: «Динамічний аналіз повинен враховувати нестаціонарні аеродинамічні характеристики й усі істотні ступені вільності конструкції, включаючи рух твердого тіла» [9]. Тому доводиться вирішувати завдання прямим чисельним інтегруванням рівнянь за часом, використовуючи нестаціонарні сили, отримані у часовій області. Ці сили визначають методом нестаціонарних вихрів, розробленим С. М. Білоцерківським [10].

Під час проектування літаків розглядаються два види неспокійного повітря: дискретний порив і безперервна турбулентність [9]. Тому виникає необхідність розгляду всіх можливих комбінацій ваги, корисного вантажу, палива, швидкості і висоти польоту для знаходження найбільш несприятливих умов навантаження, що є досить затратно по часу.

**Постановка задачі**

Метою дослідження є визначення особливостей навантаження крила великого видовження турбореактивного літака під час польоту в неспокійному повітрі на різних режимах (висота, швидкість) та

знаходження шляху оптимізації кількості розглядуваних випадків, що дозволить скоротити тривалість відповідних інженерно-конструкторських робіт.

### Методика дослідження

У даній роботі розглядається політ літака за умов безперервної турбулентності. Згідно із рекомендаціями пункту АМС-25.341 [9], вважається, що атмосфера за визначення реакції на безперервні пориви є одновимірною, із вектором швидкості, що діє по нормалі до напрямку руху літака. Також передбачається, що випадкова атмосфера має Гаусівський розподіл інтенсивності швидкості пориву [11] й спектральну щільність потужності фон Кармана [9], із масштабом турбулентності  $L=2500\text{ ft}$  (762 м). Вираз для спектру фон Кармана в одиницях середньоквадратичної (RMS) інтенсивності пориву  $\Phi_i(\Omega)$  наступний:

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

де  $\Omega$  – просторова частота, рад/м.

Максимальна експлуатаційна швидкість вертикальних поривів  $U_\sigma$ , застосовувана в аналізі, визначається добутком ефективної швидкості пориву  $U_{\sigma ref}$  і коефіцієнта зниження пориву  $F_g$ :

$$U_\sigma = U_{\sigma ref} F_g, \quad (2)$$

де значення  $U_{\sigma ref}$  визначається у CS 25.341(b)(3) у метрах за секунду істинної швидкості (TAS) поривів, а  $F_g$  визначається у CS 25.341(a)(6). Величина  $F_g$  залежить від експлуатаційних параметрів літака й має мінімальне значення на рівні моря, лінійно збільшуючись до 1,0 на сертифікованій максимальній експлуатаційній висоті польоту.

Аналіз впливу неспокойного повітря на навантаження крила літака проводиться шляхом обчислення та порівняння отриманих значень поперечної сили  $Q_y$ , згинального  $M_x$  та крутного  $M_z$  моментів та їх розподілу за розмахом крила.

Обчислення навантажень та побудова розрахункових моделей літака здійснюється за допомогою програмного пакету *IMAD* [12]. Для визначення аеродинамічних коефіцієнтів та відповідно сил і моментів, що виникають при обтіканні поверхні ЛА використовується панельний метод дипольної решітки та постійних тисків (*DLM/CPM*) [13]. Після цього виконується спектральний аналіз у частотній та часовій областях для отримання середньоквадратичних значень приростів динамічного навантаження. Величина експлуатаційного розрахункового навантаження для кожного силового фактору згідно із нормами [9] визначається за наступною формулою:

$$P_L = P_{L-1g} \pm U_\sigma \bar{A} \quad (2)$$

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

$\bar{A}$  – відношення середньоквадратичного значення приросту навантаження до середньоквадратичного значення швидкості турбулентності;

$U_\sigma$  – максимальна експлуатаційна швидкість пориву.

Під час розрахунку навантажень за горизонтального польоту  $P_{L-1g}$  використовується метод [14], що ґрунтується на розкладанні пружних статичних деформацій у ряд по формах власних коливань. У цьому випадку аеродинамічні сили визначаються із урахуванням пружних деформацій, що викликають перерозподіл цих сил на несучих поверхнях, а також із врахуванням геометричної крутки крила, горизонтального оперення й тяги двигунів. Балансування літака здійснюється відхиленням керма висоти на відповідний кут.

Таким чином, для визначення навантажень від неспокійного повітря, першочергово потрібно створити розрахункову модель літака. Її створення починається із опису моделі конструкції, як пружно-масової так і аеродинамічної, аналогічно до описаної у роботі [13]. Наступним кроком для визначення навантажень від неспокійного повітря є модальний аналіз конструкції ЛА. Для визначення тонів власних коливань конструкції використовується алгоритм модального синтезу *IMAD* [15, 16]. У разі обчисленні навантажень на конструкцію літака від неспокійного повітря розглядається як симетричний так і антисиметричний спектр. Для забезпечення необхідної точності визначення навантажень потрібно розглянути достатню кількість тонів власних коливань конструкції. У інженерній практиці рекомендується враховувати всі суттєві тони до частоти 40 – 60 Hz [17], але часто досліджують і значно більший діапазон частот (до 300 Hz) [18]. Однак тривалість модального аналізу в такому випадку буде досить значною (зростатиме за експонентою). Тому доцільно розглядати мінімально можливу кількість тонів, таку за яких врахування наступних тонів не призведе до зміни кінцевого результату чи зрівняється із похибкою обчислень. Для цього проводиться пошук оптимальної кількості тонів (аналогічно до визначення сіткової збіжності [19]). Таким чином детально розглянувши один розрахунковий випадок, але змінюючи кількість обчислюваних тонів знаходиться оптимальна кількість тонів. За необхідності значення обчислених навантажень на критичних режимах можна уточнити враховуючи значно більшу кількість тонів.

Знаючи форми власних коливань і застосувавши ту чи іншу аеродинамічну теорію можна отримати рівняння руху, виходячи із рівнянь Лагранжа II роду. У разі квазістаціонарного підходу отримуємо наступне матричне рівняння відносно вектору узагальнених координат  $q$  [14]:

$$Cq + Dq + Hq + Bq + Kq = R_U U(t) + R_\delta \delta(t) \quad (2)$$

- де  $C$  – діагональна матриця узагальнених мас  $c_{ii}$ ;  
 $D$  – матриця аеродинамічного демпфування;  
 $H$  – матриця, що характеризує конструкційне демпфування;  
 $B$  – матриця аеродинамічної жорсткості;  
 $K$  – матриця жорсткості конструкції;  
 $R_U$  – вектор, що представляє роботу зовнішніх сил від поривів;  
 $R_\delta$  – вектор, що представляє роботу зовнішніх сил від відхилення поверхонь керування.

Під час використання нестационарної аеродинаміки коефіцієнти матриць  $B$  і  $D$  вже не є постійними, а залежать від часу і коливань літака. Рівняння рівноваги для пружного літака, що перебуває у режимі горизонтального усталеного польоту, також може бути отримані на основі рівняння (2), приймаючи матриці  $D$  і  $H$  рівними нулю й вилучаючи із інших матриць і стовпців коефіцієнти, що відповідають за переміщення літака уздовж осі  $x$ .

### Результати дослідження

Порівняльні розрахунки навантажень на крило під час польоту в безперервній турбулентності проведені для моделі регіонального турбореактивного літака (РТЛ-148). Зовнішній вигляд розрахункових аеродинамічної та пружно-масової моделей РТЛ-148 наведений на рис. 1, *a* та рис. 1, *б* відповідно.

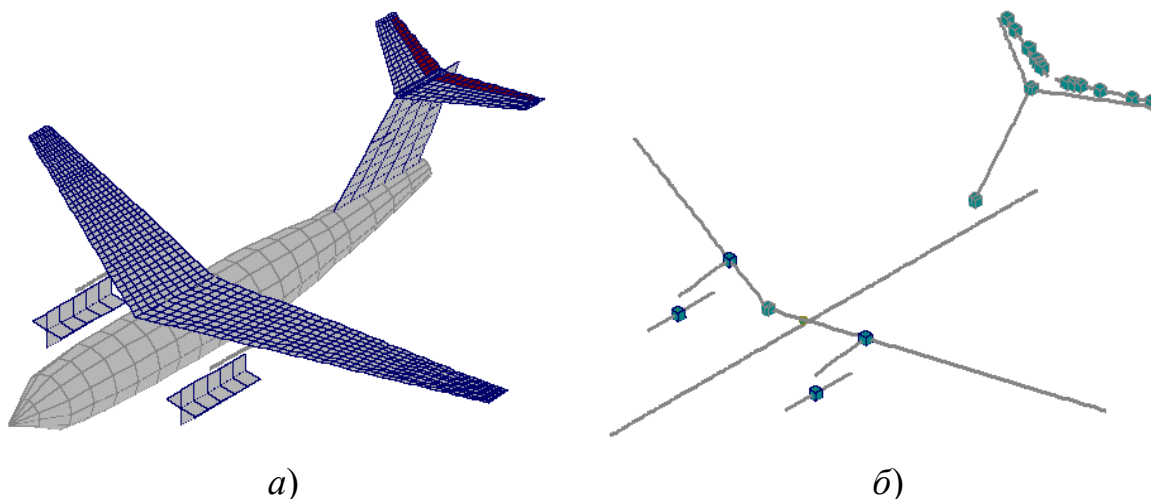


Рис. 1. Розрахункова модель РТЛ-148: *a*) аеродинамічна модель;  
*б*) пружно-масова модель

На рис. 2 зображено розподіл за розмахом крила навантажень, обчислених для умов польоту в крейсерському режимі зі швидкістю  $V_{C_{in}} = 550$  км/год, на висоті 8930 м, в залежності від кількості розглядуваних

тонів. У табл. 1 наведено частоти відповідного найвищого розглядуваного тону для симетричного та антисиметричного спектрів. Під час наступних обчислень враховувалося лише по 20 симетричних та антисиметричних тонів.

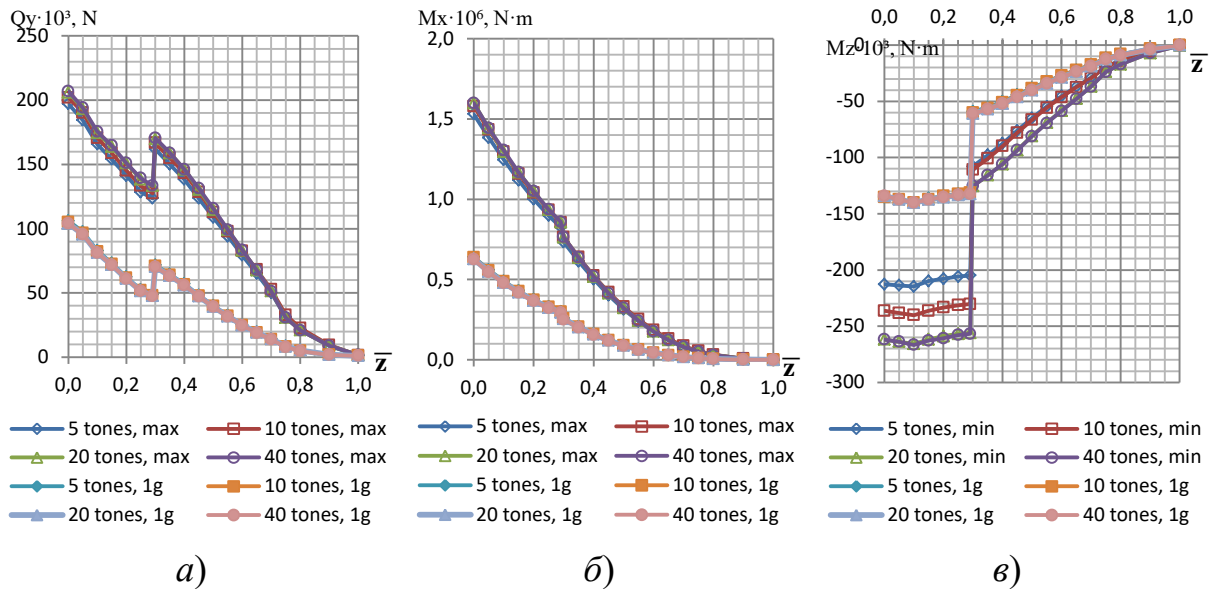


Рис. 2. Розподіл навантажень за розмахом крила в залежності від кількості розглянутих частот і форм власних коливань: а) розподіл поперечної сили  $Q_y$ ; б) розподіл згинального моменту  $M_x$ ; в) розподіл крутного моменту  $M_z$

Таблиця 1.

Частоти тонів РТЛ-148

Кількість тонів	Максимальна частота тону, Hz	
	Симетрична	Антисиметрична
5	2,452	2,652
10	8,897	6
20	28,51	31,72
40	103,2	104,5

На рис. 3 зображено розподіл за розмахом крила навантажень, обчислених для умов польоту на висоті 8930 м зі швидкостями:  $V_{B_{in}}=500$  км/год ( $M_B=0,73$ ),  $V_{C_{in}}=550$  км/год ( $M_C=0,81$ ) та  $M_D=0,85$  ( $V_{D_{in}}=577$  км/год). На рис. 4 зображено розподіл за розмахом крила навантажень, обчислених для умов польоту зі швидкістю  $V_{C_{in}}=550$  км/год, на висотах: 0, 3000, 6000 та 8930 м.

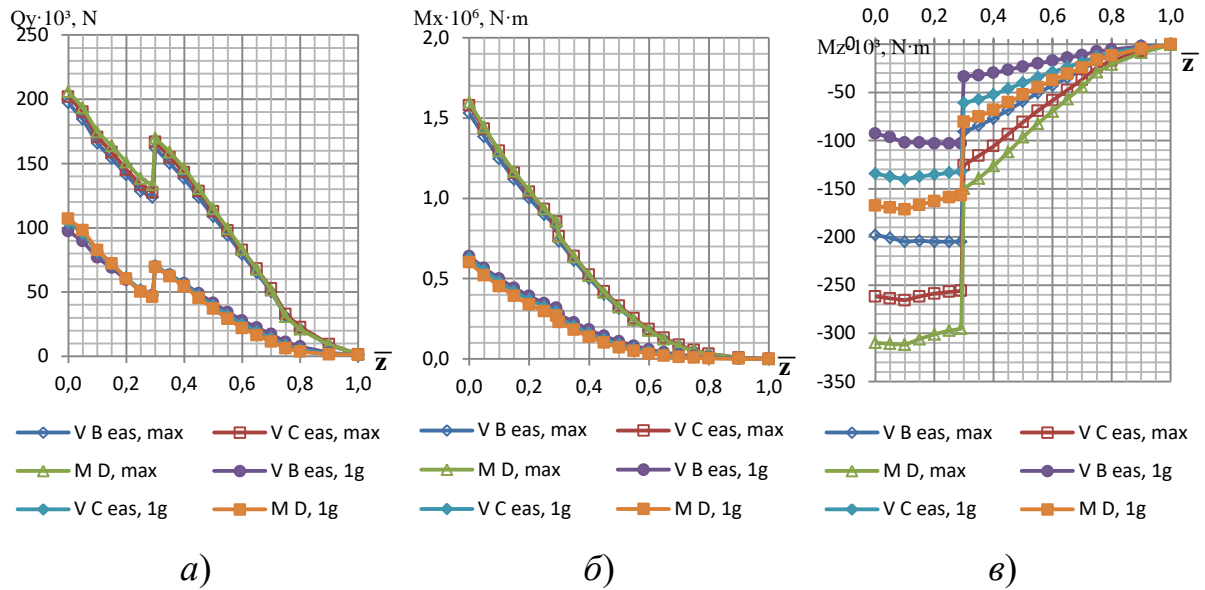


Рис. 3. Розподіл навантажень за розмахом крила у залежності від швидкості польоту: а) розподіл поперечної сили  $Q_y$ ; б) розподіл згинального моменту  $M_x$ ; в) розподіл крутного моменту  $M_z$

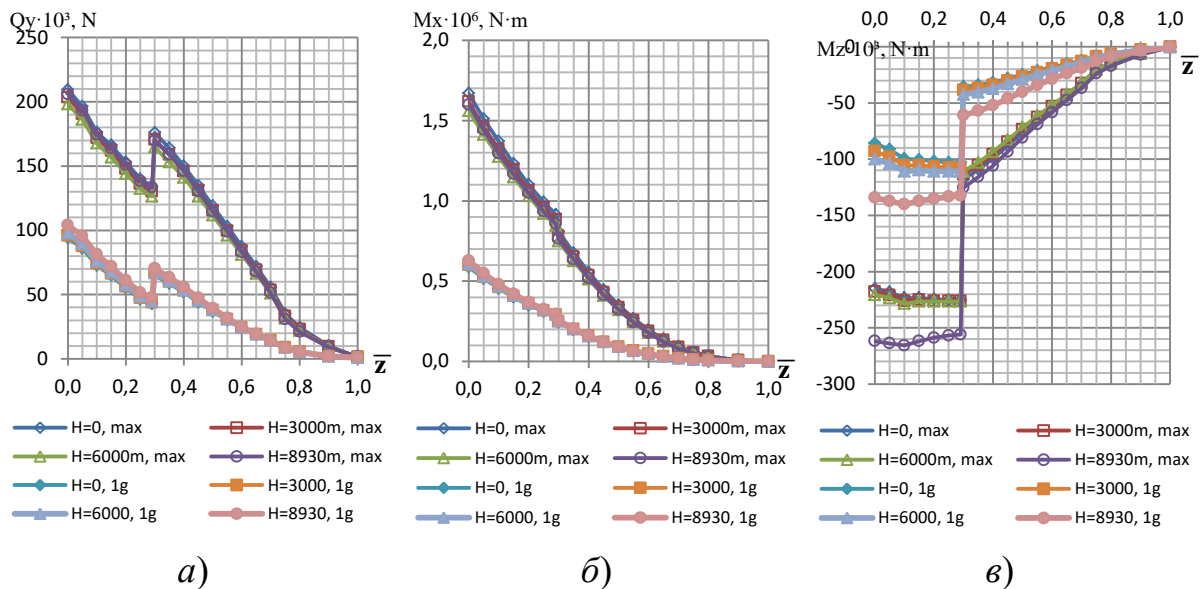


Рис. 4. Розподіл навантажень за розмахом крила у залежності від висоти польоту: а) розподіл поперечної сили  $Q_y$ ; б) розподіл згинального моменту  $M_x$ ; в) розподіл крутного моменту  $M_z$

### Аналіз результатів моделювання

Під час обчислення навантажень, що виникають у польоті в неспокійному повітрі, а особливо у випадку безперервної турбулентності значну роль відіграє кількість обчислюваних тонів власних коливань

конструкції літака. Оскільки вони визначають характер динамічної реакції конструкції літака на вплив зовнішніх збуджуючих чинників. Для цього визначено та проведено порівняння навантажень за врахування по 5, 10, 20 та 40 перших симетричних та антисиметричних тонів у разі всіх інших незмінних розрахункових умовах. Отримані результати показують, що максимальні значення навантажень під час збільшення кількості розглядуваних тонів зростають. Це найбільш помітно під час визначення крутного моменту крила  $M_z$ , що свідчить про значний вклад та кількість крутильних коливань в діапазоні між п'ятим та сороковим тонами. Також необхідно звернути увагу, що навантаження у горизонтальному польоті майже ідентичні та практично не залежать від кількості тонів. Це означає, що для умов статичної аеропружності немає потреби розглядати коливальний рух. Цікавий результат спостерігається у випадках із 20 та 40 тонами – значення навантажень не відрізняються більш ніж на 0,5 % для вертикального перевантаження та не більш ніж 0,1 % для поперечної сили  $Q_y$  та моментів  $M_z$  та  $M_x$ . Хоча максимальні частоти 20 тону становлять 28,51 та 31,72 Hz, а 40-ого – 103,2 та 104,5 Hz для симетричного та антисиметричного спектрів відповідно. Тому для подальших розрахунків доцільно враховувати лише 20 тонів. Особливо позитивно це позначається на часі проведення обчислень, який відрізняється майже у 4 рази.

Під час визначення навантажень від безперервної турбулентності у нормативних документах [4] вказано, що у разі розгляду швидкостей більших за крейсерську  $V_C$  потрібно зменшувати розрахункове значення експлуатаційної інтенсивності турбулентності  $U_\sigma$  до величини  $1/2U_\sigma$  за швидкості  $V_D$ . Тому у разі врахуванні цієї умови отримані навантаження зазвичай будуть нижчими, ніж отримані у діапазоні швидкостей  $V_B \div V_C$  [2]. Однак, у даному дослідженні під час розгляду різних швидкостей польоту літака ( $V_{B\text{ін}}=500$  км/год,  $V_{C\text{ін}}=550$  км/год та  $M_D=0,85$ ) інтенсивність турбулентності прийнято однаковою для всіх швидкостей. Висота польоту також однакова і становить  $H=8930$  м. Так зроблено із метою отримання однопараметричного порівняння. Отже, у результаті такого порівняння отримано закономірний ріст максимальних навантажень на крилі зі збільшенням швидкості польоту. Але найбільші значення згинального моменту  $M_x$  та поперечної сили  $Q_y$  на кінцевих частинах крила ( $z \geq 0.7$ ) досягаються на найменшій швидкості  $V_{B\text{ін}}$ . Варто відзначити, що у горизонтальному польоті за зміни швидкості польоту змінюється розподіл поперечної сили  $Q_y$  за розмахом крила, у разі меншої швидкості кінцеві частини крила більш навантажені ніж за більшої швидкості, а кореневі частини крила – навпаки. Таким чином згинальний момент  $M_x$  буде більшим за меншої швидкості польоту. Однак крутний момент  $M_z$  зростає із ростом швидкості.

Наступним кроком проаналізовано навантаження в умовах польоту із однаковою швидкістю  $V_{C\text{ін}}=550$  км/год, але на різних висотах. Розглянуто



чотири висоти: 0, 3000, 6000 та 8930 м. Висота 8930 м обрана такою, оскільки на ній швидкість  $V_{C_{ін}}$  співпадає із  $M_C=0,8$ . Це означає, що у разі подальшого збільшення висоти вступають в силу обмеження швидкості за числом Маха, що призведе до зменшення індикаторної швидкості польоту та відповідно – швидкісного напору. Отже, величина максимальних значень поперечної сили  $Q_y$  та згинального моменту  $M_x$  від поривів турбулентності отримана на мінімальній висоті  $H=0$ , зі збільшенням висоти вони зменшуються, але за наближення до критичного числа Маха ( $H=8930$  м) вони почали зростати. Найбільші значення крутного моменту  $M_z$  на крилі отримані на найвищій висоті, як в умовах безперервної турбулентності, так і за збалансованого горизонтального польоту. Це пояснюється тим, що із ростом числа Маха змінюється картина обтікання профілю крила – центр тиску крила зміщується назад, ближче до осі жорсткості і момент від двигуна стає некомпенсованим. Під час горизонтального польоту зі збільшенням висоти навантаження зростатимуть, оскільки зростатиме реальне число Маха.

### **Висновки**

Проведені дослідження показали, що під час визначення навантажень на літак у польоті в неспокійному повітрі необхідно розглянути значну кількість режимів польоту. Особливу увагу варто приділити мінімальній, крейсерській та максимальній швидкостям ( $V_B$ ,  $V_C$  та  $V_D$ ), оскільки у разі мінімальної швидкості більше навантажується кінцева частина крила, на крейсерській – коренева, а у діапазоні  $V_C \div V_D$  ( $M_C \div M_D$ ) прийняті особливі умови турбулентності. Із висот варто виділити: мінімальну (політ на рівні моря), де отримані найвищі навантаження; висоти на яких досягається максимальне допустиме експлуатаційне число Маха  $M_C$ , на них отримано значні величини поперечної сил, згинального моменту та максимальний крутний момент.

Одним зі способів зменшити тривалість та об'єм розрахунків є обчислення меншої кількості тонів власних коливань. Для цього потрібно визначити достатню кількість тонів, за яких результати обчислень навантажень будуть співпадати (будуть у межах похибки обчислень) із результатами із значно більшою кількістю розглядуваних частот власних коливань. Розрахунки показали, що зазвичай достатньо розглянути лише 20 перших тонів до частоти 30 Hz. У цьому випадку час обчислень одного розрахункового випадку скоротиться у 4 рази у порівнянні із 40 тонами та 100 Hz. Після обчислення усієї області польоту літака та побудови обвідної навантажень, можна уточнити критичні випадки із необхідною точністю та кількістю тонів.

**Список використаної літератури**

1. *Бисплингофф Р. Л.* Аэроупругость / Р. Л. Бисплингофф, Х. Эшли, Р. Л. Халфмэн. – Москва: ИЛ, 1958.
2. Quasi-steady doublet-lattice correction for aerodynamic gust response prediction in attached and separated transonic flow / D. Friedewald, R. Thormann, C. Kaiser, J. Nitzsche. // CEAS Aeronaut J. – 2018. – № 9. – С. 53–66.
3. Improved Quasi-Steady Aerodynamic Model with the Consideration of Wake Capture / J. Hu, H. Xuan, Y. Yu, J. Zhang. // AIAA Journal. – 2020. – № 58(5). – С. 2339–2346.
4. *Haddadpour H.* Evaluation of quasi-steady aerodynamic modeling for flutter prediction of aircraft wings in incompressible flow / H. Haddadpour, R. D. Firouz-Abadi. // Thin-Walled Structures. – 2006. – № 44(9). – С. 931–936.
5. *Bird H. J. A.* Unsteady lifting-line theory and the influence of wake vorticity on aerodynamic loads / H. J. A. Bird, K. Ramesh. // Theor. Comput. Fluid Dyn. – 2021. – № 35. – С. 609–631.
6. *Mahran M.* Aero-elastic characteristics of tapered plate wings / M. Mahran, H. Negm, A. El-Sabbagh. // Finite Elements in Analysis and Design. – 2015. – № 94. – С. 24–32.
7. A reduced order state space model for aeroelastic analysis in time domain / C. R. Marqui, D. D. Bueno, L. C. S. Goes, P. J. P. Gonçalves. // Journal of Fluids and Structures. – 2017. – № 69. – С. 428–440.
8. *Murua J.* Applications of the unsteady vortex-lattice method in aircraft aeroelasticity and flight dynamics / J. Murua, R. Palacios, J. M. R. Graham. // Progress in Aerospace Sciences. – 2012. – № 55. – С. 46–72.
9. Certification specifications and acceptable means of compliance for large Aeroplanes CS-25. Amendment 26 [Електронний ресурс] // European Union Aviation Safety Agency. – 2020. – Режим доступу до ресурсу: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25\\_amendment\\_26\\_0.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25_amendment_26_0.pdf).
10. *Белоцерковский С. М.* Крыло в нестационарном потоке газа / С. М. Белоцерковский, Б. К. Скрипач, В. Г. Табачников. – Москва: Наука, 1971.
11. *Hoblit F. M.* Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications / Hoblit., 1988. – 306 с. – (AIAA education series).
12. *Ивантеев В. И.* Интерактивное многодисциплинное проектирование летательных аппаратов. Версия 10.6 / В. И. Ивантеев, Т. В. Снисаренко, В. Д. Чубань. – Москва, 2004.
13. *Гевко Б. А.* Методи визначення аеродинамічних навантажень під час польоту у безперервній турбулентності / Б. А. Гевко, Ю. І. Бондар. // Механіка гіроскопічних систем. – 2019. – № 38. – С. 60–69.

14. Кузнецов О. А. Динамические нагрузки на самолет / О. А. Кузнецов. – Москва: Издательство физико-математической литературы (Физматлит), 2008. – 264 с.
15. Ивантеев В. И. Методы расчета собственных форм и частот колебаний самолета на основе интегральных уравнений движения / В. И. Ивантеев, М. А. Стеба. // Труды ЦАГИ. – 1988. – № 2405.
16. Евсеев Д. Д. Алгоритм расчета матриц податливости конструкций летательных аппаратов методом подконструкций применительно к задачам аэроупругости / Д. Д. Евсеев, А. А. Рыбаков. // Ученые записки ЦАГИ. – 1981. – № XII(5). – С. 139–142.
17. Wright J. R. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads / J. R. Wright, J. E. Cooper. – Chichester: John Wiley & Sons, 2008.
18. Basutkar A. Frequency Analysis of Aircraft Wing Using FEM / A. Basutkar, K. Baruah, S. K. Kudari. – Singapore: Springer, 2020. – 527–533 с. – (Recent Trends in Mechanical Engineering). – (Lecture Notes in Mechanical Engineering).
19. Kwaśniewski L. Application of grid convergence index in FE computation / Kwaśniewski. // Bulletin of the Polish Academy of Sciences. Technical Sciences. – 2013. – № 61(1). – С. 123–128.