

В. В. Борисов¹, старший викладач

МЕТОД ІНФОРМАЦІЙНОЇ ТЕХНОЛОГІЇ РОЗРАХУНКУ ВУЗЛОВИХ НАВАНТАЖЕНЬ ПІД ЧАС АНАЛІЗУ НАПРУЖЕНО- ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ МОДЕЛІ КРИЛА ЛІТАКА ТРАСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Ua У статті описується метод інформаційної технології розрахунку вузлових навантажень під час аналізу напружено-деформованого стану скінченно-елементної моделі крила літака транспортної категорії. Запропонований метод дозволяє розрахувати величини вузлових навантажень, що моделюють розподілені аеродинамічні навантаження, які діють на крило літака, на підставі інтегральних величин сил та моментів, що розраховані для кількох перерізів крила. Використання методу дає можливість використовувати складні скінченно-елементні моделі на ранніх стадіях проектування крила літака транспортної категорії, що суттєво підвищує якість проектування за рахунок підвищення точності аналізу розподілу напружень у конструкції. Показано, що використаний алгоритм розрахунку забезпечує добру збіжність епюр розподілу навантажень із вихідними розрахунковими епюрами.

En The article describes the method of the information technology for calculating nodal loads when analyzing the stress-strain state of a finite element model of a transport category aircraft wing. The proposed method makes it possible to calculate the values of nodal loads that simulate distributed aerodynamic loads acting on an aircraft wing, based on the integral values of forces and moments calculated for several cross sections of the wing. The use of the method makes it possible to use complex finite element models in the early stages of designing the wing of a transport category aircraft, which significantly improves the quality of design by increasing the accuracy of the analysis of stress distribution in the structure. It is shown that the used calculation algorithm ensures good convergence of load distribution diagrams with the original design diagrams.

Вступ

Однією з найважливіших задач, що розв'язуються у процесі проектування літаків транспортної категорії, є аналіз статичної міцності планера. Для коректного розв'язання зазначеної задачі потрібно забезпечити точне моделювання умов навантаження конструкції, які відповідають усім розрахунковим випадкам навантаження, передбаченим нормами льотної придатності даного типу літаків. Однією із основних складових зовнішніх навантажень, що діють на планер літака, є аеродинамічні навантаження. Найточні-

¹ КІІ ім. Ігоря Сікорського

ші дані про розподіл аеродинамічних навантажень можуть бути отримані за результатами дренажних випробувань в аеродинамічній трубі. Але такі випробування можливі тільки на завершальних етапах проектування. Застосування об'єктноорієнтованої інформаційної технології «SPACE» [1] дозволило розв'язати проблему прискорення процесу побудови скінченно-елементних моделей шляхом використання спеціалізованих класів об'єктів [2]. Внаслідок цього з'явилася можливість числового моделювання конструкції планера літака на початковому етапі проектування. Однак, залишається проблема визначення величин вузлових навантажень, що моделюють розподілені аеродинамічні сили, оскільки на цьому етапі можуть бути визначені лише інтегральні сили (Q_x , Q_y , Q_z) та моменти (M_x , M_y , M_z), що розраховані для відповідних перерізів крила. Таким чином, для аналізу міцності кесона крила на ранніх стадіях проектування необхідно розробити алгоритм розрахунку епюр розподілу тиску по поверхні крила на підставі зазначених інтегральних значень сил та моментів.

Також існує проблема обміну даними між службою міцності, що виконує проектування кесона крила, і підрозділом, що забезпечує розрахунок інтегральних навантажень, які діють на крило. Для її вирішення потрібно використовувати засоби інформаційної технології, які включають повноцінні функції керування даними, які не підтримуються сучасними САЕ-комплексами [1 – 5].

Постановка задачі

Метою даної роботи є розробка методу інформаційної технології розрахунку вузлових навантажень для аналізу напружено-деформованого стану скінченноелементної моделі кесона крила на ранніх етапах проектування літака транспортної категорії. Вихідними даними для розрахунку вузлових навантажень являються ентегральні значення складових сил та моментів у перерізах крила, що розраховуються на підставі значень загальних аеродинамічних характеристик літака.

Аналіз наявних методів моделювання аеродинамічних навантажень у сучасних САЕ-системах

Побудова скінченноелементної моделі (СЕМ) складної конструкції засобами сучасних САЕ-комплексів, представлених на ринку програмних продуктів – процес дуже тривалий, копіткий та трудомісткий. Основними програмними засобами аналізу напружено-деформованого стану (НДС) конструкції кесона крила є сучасні САЕ-комплекси, що використовують метод скінченних елементів (МСЕ), як базовий метод розрахунку напружень та деформацій довільних конструкцій. До таких програмних комплексів ставляться *MSC.Nastran*, *Femap* і *ANSYS* [3 – 5]. У разі побудови СЕМ

складних технічних об'єктів (СТО) у зазначених комплексах моделюється два типи навантажень: розподілені та зосереджені. Моделювання зосереджених навантажень вимагає наявності у структурі СЕМ кесону крила спеціальних елементів, що моделюють конструктивні елементи, призначені для сприйняття зазначених навантажень та передачі їх на конструкцію крила. Тому йдеться тільки про ті зосереджені навантаження, для сприйняття яких потрібно посилювати конструкцію у місці їх наявності [6 – 8]. У результаті кількість даних, які потрібно вводити для завдання зосереджених навантажень, відносно невелика, а головне, що алгоритми їх розрахунку досить прості, тому що зазначені навантаження, як правило, виникають у вузлах кріплення елементів літального апарату (ЛА), що не належать до силового каркаса планера. Моделювання розподілених аеродинамічних навантажень здійснюється кількома способами [3 – 5]. Найпростіший спосіб зводиться до безпосереднього завдання векторів навантажень у вузлах, розташованих на зовнішній поверхні моделі кесона крила (режим «*Nodal*»). У цьому випадку значення вузлових навантажень розраховуються на підставі епюр розподілу аеродинамічних сил по поверхні крила [9 – 10]. Однак цей спосіб вимагає значного часу, оскільки пов'язаний із великою кількістю попередніх розрахунків, а також із «ручним» введенням розрахункових значень, що збільшує ймовірність появи помилок у даних. Тому, за необхідності моделювання розподілу сил тиску по поверхні крила, частіше використовується режим «*On Surface...*» [6 – 7], який дозволяє успішніше вирішувати завдання моделювання різних видів розподілених навантажень: сили тяжіння, сил внутрішнього та зовнішнього тиску тощо. Проблема полягає у тому, що використання зазначеного режиму можливе лише, якщо СЕМ будується методом автоматичного розбиття на скінченні елементи заздалегідь заданих областей простору, які описуються у вигляді геометричних моделей (ГМ) [3 – 5]. Крім того, для опису епюр розподілу тиску по поверхні крила, потрібно заповнювати у ручному режимі спеціальні таблиці, що передбачає введення великої кількості даних і, відповідно, збільшення ймовірності появи помилок у даних [8]. Існує також можливість завдання вузлових навантажень, що моделюють зовнішні аеродинамічні навантаження, поза вказаними САЕ-комплексами, із подальшим завантаженням через тимчасові файли. Однак, застосування такої технології передбачає наявність зовнішньої бази даних СЕМ [1], в якій зберігаються дані про прив'язування скінченних елементів до конструктивних реальних елементів, і тому тут не розглядається. Слід також враховувати проблеми, пов'язані з надмірною дискретністю СЕМ, побудованих на основі геометричних моделей (ГМ), оскільки в межах однієї ГМ усі скінченні елементи (СЕ) мають однакові властивості («*Properties*») [3 – 4]. У [1] показано, що використання технології побудови СЕМ, заснованої на автоматичному розбитті ГМ на СЕ, пов'язане із великими проблемами обміну даними між проектними моделями, що практично виключає використання МСЕ на

ранніх стадіях проектування конструкції планера літаків транспортної категорії, оскільки жоден із зазначених САЕ-комплексів не підтримує повноцінних функцій керування обміну даними в межах багатокористувальницької інформаційної системи. Застосування об'єктноорієнтованої інформаційної технології (ІТ) «SPACE» [1] дозволило розв'язати зазначену проблему шляхом автоматизації процесу побудови структури СЕМ [2]. У результаті з'явилася можливість числового моделювання конструкції СТО на ранніх стадіях проектування, що дозволяє використовувати СЕМ як засіб оптимізації силової структури СТО та властивостей її елементів. Однак, при цьому залишається проблема визначення величин вузлових навантажень, що моделюють розподілені аеродинамічні сили, оскільки епюри розподілу тиску поверхні крила можуть бути отримані тільки на завершальних стадіях проектування, коли остаточно визначається зовнішня геометрія планера. Як вихідні дані для визначення вузлових навантажень, що моделюють розподілені аеродинамічні навантаження на ранніх етапах проектування, можуть бути використані тільки величини інтегральних сил (Q_x , Q_y , Q_z) та моментів (M_x , M_y , M_z). Метод їх розрахунку для відповідних перерізів крила на підставі інтегральних аеродинамічних характеристик, отриманих за результатами вагового експерименту, у свій час був розроблений для забезпечення інтегральних методів розрахунку напружень в конструкції кесона крила і використовується фахівцями ДП «Антонов» на попередніх етапах проектування літака. Насамперед це стосується вертикальних вузлових навантажень, що моделюють сили тиску, які формують підймальну силу, оскільки для їх розрахунку необхідні епюри розподілу тиску вздовж перерізів крила, де розташовані вузли. Крім того, оскільки величини вертикальних вузлових навантажень розраховуються шляхом множення розрахункових величин сил тиску на площі відповідних ділянок поверхні кесона крила, виникає проблема розподілу площі кесона між вузлами СЕМ.

Алгоритм розрахунку епюр тиску

Інтегральні значення зовнішніх навантажень Q_x , Q_y , Q_z , M_x , M_y , M_z розраховуються у системі координат, початок якої збігається із крайньою задньою точкою профілю крила у площині симетрії літака ПСЛ. Напрямок осей Ox та Oy аналогічний напрямку відповідних осей у системі координат крила. Вісь Oz перпендикулярна ПСЛ і спрямована у бік правої консолі.

Із інтегральних значень розраховуються погонні навантаження q_y (рис. 1).

$$qy_i = \frac{Qy_i - Qy_{i-1}}{Z_{i-1} - Z_i}.$$

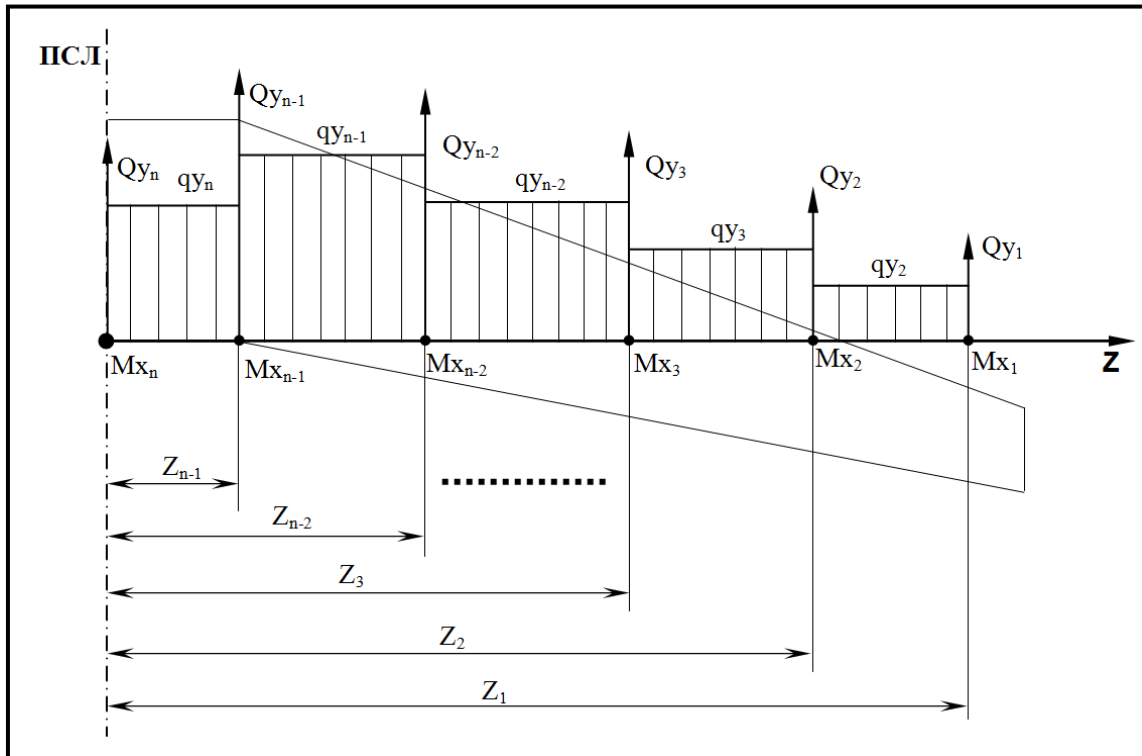


Рис. 1. Схема прикладення інтегральних та погонних навантажень

Для кожного вузла СЕМ відокремленої частини кесона крила (ВЧК), до якої має прикладатися вузлове навантаження, розраховується величина f_i елементарної площадки (рис. 2). При цьому вважається, що рівнодіюча сил, що діють на вказану елементарну площадку, дорівнює вузловому навантаженню, яке прикладене до даного вузлу СЕМ.

Для СЕМ ВЧК прийняті такі припущення:

- вертикальні вузлові навантаження PY прикладаються тільки до вузлів верхньої поверхні;
- горизонтальні навантаження PX прикладаються у рівних частках тільки до крайніх задніх вузлів верхніх та нижніх дужок розрахункових перерізів.

Зосереджені навантаження прикладаються окремо до вузлів, що входять до структури умовних моделей кронштейнів, які моделюють пружні властивості конструкції в місцях прикладення зазначених навантажень. Зазначені моделі повинні забезпечувати коректний розподіл пружних деформацій у зоні стикування кронштейнів з конструкцією планера для забезпечення аналізу НДС планера у зазначених зонах. НДС кронштейнів при цьому не аналізується.

Подальший розрахунок вертикальних складових вузлових навантажень відбувається у наступній послідовності:

- для кожної вузлової точки верхньої поверхні розраховується місцева хорда профілю крила B_i (із урахуванням носика та хвостика);
- для кожної вузлової точки визначаються місцеві значення різальної сили qy_i' , приведені до площі ділянки проєкції крила, яка відповідає хорді B_i (рис. 3):

$$qy_i' = \frac{qy_i}{B_i}$$

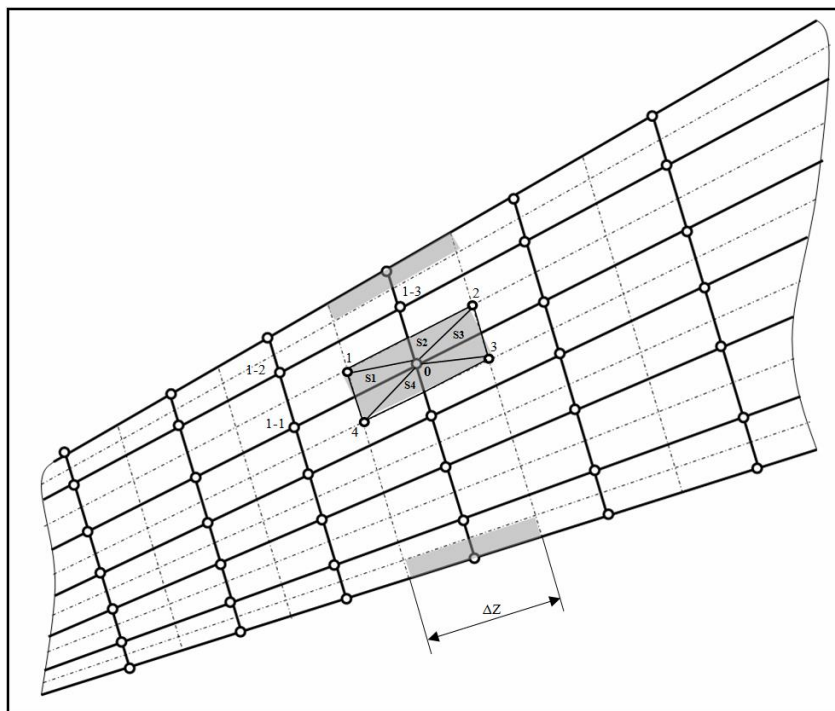


Рис. 2. Розподіл площі кесона крила між вузлами СЕМ

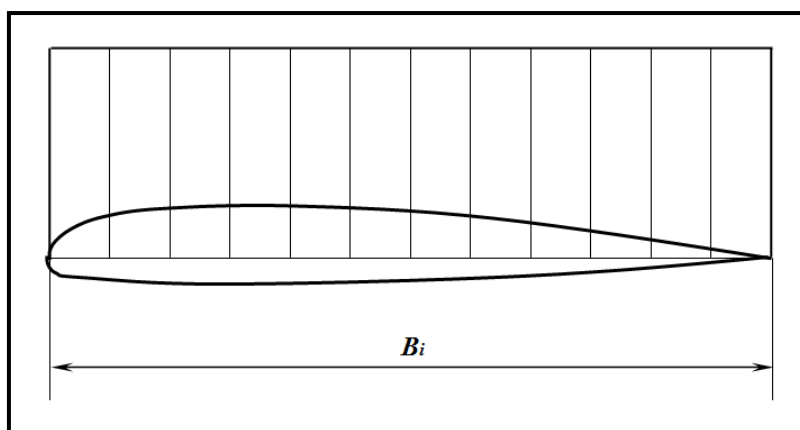


Рис. 3. Приведені значення різальної сили qy_i'

- аналогічно, на підставі відповідних значень MZ_i , розраховуються значення $q m z_i'$;
- на підставі $q m z_i'$ проводиться коригування епюри $q u_i'$ (рис. 4);
- на підставі виправленої епюри розраховується значення $q u_{i\text{випр.}}$ приведенного навантаження для відповідного вузла та множиться на величину його елементарної площинки:

$$PY_i = q u_{i\text{випр.}} * f_i$$

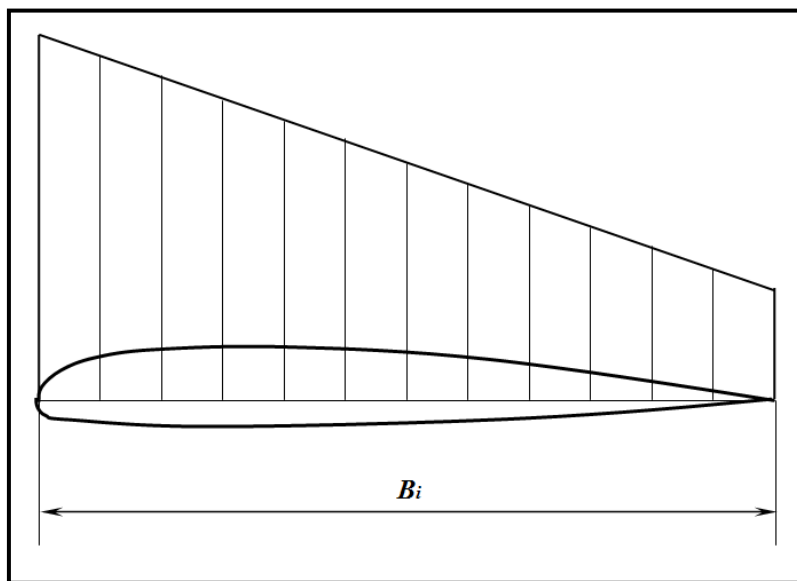


Рис. 4. Епюра $q u_i'$, скоригована із урахуванням $q m z_i'$

Для крайніх передніх і задніх вузлів верхньої та нижньої дужок перерізів СЕМ кесону додатково враховуються значення $PY_{i\text{дод.}}$, що діють з боку носової та хвостової частин крила, а також пари сил PX_i' , що імітують моменти від $PY_{i\text{дод.}}$. Значення $PY_{i\text{дод.нос.}}$ від носової частини перерізу крила визначається як добуток значення $q u_{i\text{випр.}}$, що відповідає середині хорди носової частини, на хорду носової частини $b_{i\text{нос.}}$ та ширину ΔZ_i зони поверхні крила, що належить до даного перерізу (рис.2):

$$PY_{i\text{дод.нос.}} = q u_{i\text{випр.нос.}} b_{i\text{нос.}} \Delta Z_i$$

Відповідно значення $PY_{i\text{дод.хвост.}}$ від хвостової частини перерізу крила визначається як добуток значення $q u_{i\text{випр.}}$, відповідного середині хорди хвостової частини, на хорду хвостової частини $b_{i\text{хвост.}}$ і ширину ΔZ_i зони поверхні крила, що належить до даного перерізу:

$$PY_{i\text{дод.хвост.}} = q u_{i\text{випр.хвост.}} b_{i\text{хвост.}} \Delta Z_i$$

Значення $b_{i_{\text{нос.}}}$ і $b_{i_{\text{хвост.}}}$ визначаються, виходячи з того, що відносна хорда носової частини перерізу крила (до переднього лонжерона) в середньому дорівнює 10% хорди перерізу, а хвостова частина (від заднього лонжерона) у середньому дорівнює 30% хорди:

$$b_{i_{\text{нос.}}} = \frac{b_{i_{\text{ВЧК}}}}{6}; \quad b_{i_{\text{хвост.}}} = 3b_{i_{\text{нос.}}},$$

де $b_{i_{\text{ВЧК}}}$ – відстань між переднім та заднім лонжеронами у поточному перерізі.

Значення пар сил PX'_i , що імітують моменти від $PY_{i_{\text{дод.}}}$, визначаються за формулою:

$$PX'_i = \frac{PY_{i_{\text{дод.}}} \cdot b_i / 2}{h_i},$$

де h_i – відстань між верхнім та нижнім вузлами у поточному перерізі СЕМ відповідно у площині переднього та заднього лонжеронів.

Горизонтальні складові вузлових сил, що моделюють розподілені навантаження PX_i , розраховуються на підставі приведених qx_i значень тільки для крайніх задніх вузлів верхньої та нижньої дужок перерізів СЕМ кесона з урахуванням усієї площі F_i , відповідних ділянок проєкції крила:

$$F_i = b_{i_{\text{ВЧК}}} \cdot \Delta Z_i$$

Така методика розрахунку вузлових навантажень цілком прийнятна для ВЧК, оскільки градієнти епюр розподілених навантажень у зоні кесона, як правило, не великі, а самі епюри близькі до лінійних.

Контроль розрахункових значень вузлових навантажень здійснюється як шляхом безпосереднього порівняння із вихідними значеннями сумарних різальних сил:

$$QX_{\bar{i}} = \sum_{j=1}^i PX_j;$$

$$QY_{\bar{i}} = \sum_{j=1}^i PY_j$$

так і шляхом порівняння із вихідними значеннями сумарних моментів:

$$MX_{\bar{i}} = \sum_{j=1}^i PY_j * (z_j - z_i);$$

$$MY_{\bar{i}} = \sum_{j=1}^i PX_j * (z_j - z_i);$$

$$MZ_{\bar{i}} = \sum_{j=1}^i PY_j * x_j \cdot$$

Алгоритм розрахунку площі крила, що припадає на кожен із вузлів СЕМ верхньої поверхні кесона

Площа крила, що припадає на кожен вузол (елементарна площинка), визначається як площа чотирикутника, координати вершин якого дорівнюють середнім арифметичним значенням від координат вузлів, між якими вони розташовані (рис. 2). Так, наприклад, координати вершини № 1 чотирикутника обчислюються за такими формулами:

$$x_1 = \frac{x_{1-1} + x_{1-2} + x_{1-3} + x_0}{4}; y_1 = \frac{y_{1-1} + y_{1-2} + y_{1-3} + y_0}{4}; z_1 = \frac{z_{1-1} + z_{1-2} + z_{1-3} + z_0}{4},$$

де x_0, y_0, z_0 – координати вузла, для якого розраховується площа чотирикутника. Аналогічно розраховуються координати інших вершин.

Площа чотирикутника f_i розраховується як сума площ трикутників 1, 2, 3, 4 (рис. 2). Площа кожного трикутника розраховується за формулою Герона, на підставі довжин його сторін, наприклад:

$$S_1 = \sqrt{p \cdot (p - l_{0-1}) \cdot (p - l_{0-4}) \cdot (p - l_{1-4})},$$

де p – напівпериметр трикутника, що дорівнює $p = \frac{l_{0-1} + l_{0-4} + l_{1-4}}{2}$.

Довжина кожної з сторін визначається на підставі координат кінцевих точок:

$$l_{0-1} = \sqrt{(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2 + (z_1 - z_0)^2}.$$

Принцип моделювання зосереджених навантажень

Дія зосереджених навантажень моделюється шляхом застосування відповідних вузлових навантажень до вузлів СЕМ, що моделюють елементи конструкції, призначені для сприйняття зазначених навантажень.

Метод ІТ розрахунку вузлових навантажень, що моделюють сили тиску

ІТ розрахунку вузлових навантажень, що моделюють сили тиску, реалізовано в об'єктноорієнтованому середовищі «SPACE» у вигляді спеціалізованого об'єкта «Сервер розрахунку вузлових навантажень».

Процес визначення вузлових навантажень починається із того, що СЕМ ВЧК, яка реалізована у вигляді об'єкта БД «SPACE», звертається до об'єкта «Сервер розрахунку вузлових навантажень» із відповідним запитом. Технологія обміну даними між об'єктами БД «SPACE» докладно описана у [1]. Розрахунок вузлових навантажень здійснюється у вісім етапів.

На першому етапі сервер приймає із СЕМ ВЧК дані про взаємне розташування вузлів розрахункової моделі та їх координати. Обмін даними здійснюється через віртуальну структуру даних, чий формат узгоджений із

реальною структурою даних СЕМ. Зазначена структура призначена для приймання даних із СЕМ ВЧК, а також передачі обчислених значень вузлових навантажень до СЕМ ВЧК. Тому вона включає два розділи: розділ даних про розташування вузлів та розділ результативних значень вузлових навантажень.

На другому етапі, з метою отримання значень інтегральних навантажень, сервер розрахунку вузлових навантажень самостійно звертається до інтегральної моделі навантаження, яка реалізована в об'єктноорієнтованому середовищі «SPACE» у вигляді об'єкта «Сервер інтегральних навантажень». Сервер інтегральних навантажень є частиною інформаційної системи спеціалізованого підрозділу дослідно-конструкторського бюро, який не входить до складу конструкторського відділу, що розробляє конструкцію кесона крила. Тому його властивості та методи не розглядаються у цій статті.

Для обміну даними із сервером інтегральних навантажень використовується реальна структура даних. Ця структура призначена передачі до сервера інтегральних навантажень умовного найменування розрахункового випадку навантаження, а також приймання значень інтегральних навантажень. Тому вона також включає два розділи: умовне найменування розрахункового випадку та розділ даних про інтегральні навантаження.

На третьому етапі сервер розрахунку вузлових навантажень виконує розрахунок величин f_i елементарних площинок для кожного вузла перерізів СЕМ верхньої обшивки ВЧК. Результати розрахунку записуються до відповідного масиву даних сервера розрахунку вузлових навантажень.

На четвертому етапі виконується розрахунок епюр $qU'_{i\text{випр}}$ та значень вертикальних вузлових навантажень PY_i , що записуються до масиву вузлових навантажень, із урахуванням фактичних номерів вузлів, що містяться у масиві номерів вузлів.

На п'ятому етапі визначаються значення додаткових вертикальних навантажень $PY_{i\text{дод}}$, які додаються до значень, записаних у масив вузлових навантажень для відповідних крайніх вузлів перерізів СЕМ ВЧК.

На шостому етапі визначаються значення пар сил PX'_i , що імітують моменти від $PY_{i\text{дод}}$, які записуються до масиву вузлових навантажень для відповідних крайніх вузлів перерізів СЕМ ВЧК.

На сьомому етапі визначаються значення поздовжніх вузлових навантажень PX_i , що імітують поздовжні сили, які діють на ВЧК. PX_i додаються до значень, записаних у масив вузлових навантажень для крайніх задніх вузлів відповідних перерізів СЕМ ВЧК.

Значення фактичних номерів крайніх нижніх вузлів у перерізах СЕМ ВЧК, необхідні для обчислення результатів на п'ятому – сьомому етапах, беруться із масиву розподілу номерів вузлів.

На восьмому етапі здійснюється передача розрахованих значень вузлових навантажень до СЕМ ВЧК.

Схема обміну даними у межах об'єктноорієнтованої ІТ

У процесі розрахунку вузлових навантажень провадиться послідовний обмін даними (рис. 5) між трьома об'єктами проектної БД: СЕМ ВЧК, сервером розрахунку вузлових навантажень та сервером інтегральних навантажень. При цьому СЕМ ВЧК є частиною БД СЕМ планеру, яка обслуговує конструкторські відділи, що проектують планер літака. Сервер розрахунку вузлових навантажень є універсальним об'єктом, що обслуговує СЕМ ВЧК довільної кількості проектів. Сервер інтегральних навантажень є частиною інформаційної системи, яка обслуговує відділ аеродинаміки та служби розрахунку зосереджених навантажень. Формат трафіку обміну даними позначений у вигляді структур *FEM_LOAD* та *LOAD_INTEGRATION*.

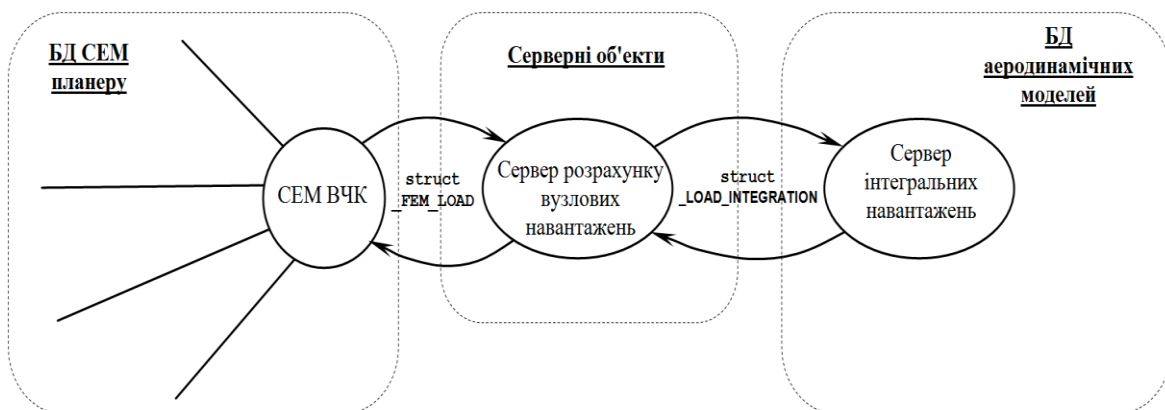


Рис. 5. Схема обміну даними під час розрахунку вузлових навантажень

Верифікація результатів розрахунку навантажень

Результати верифікації розрахункових значень вузлових навантажень представлені у вигляді епюр $Mx(Z)$ на рис. 6:

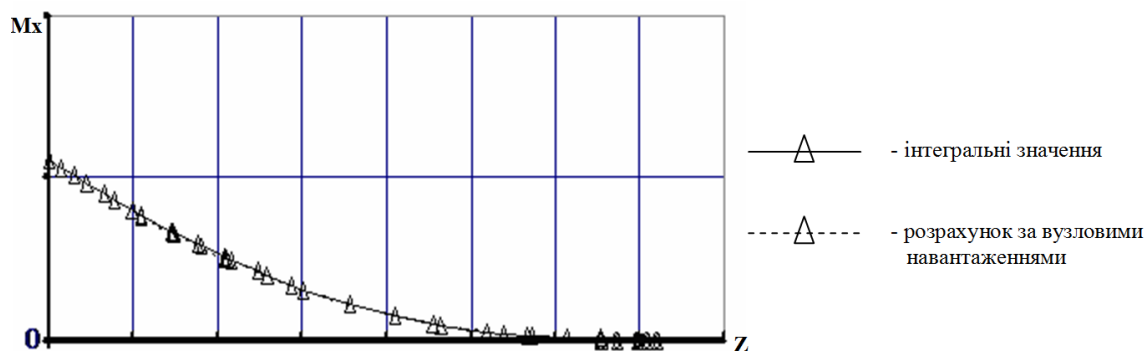


Рис. 6. Порівняння інтегральних значень $Mx(Z)$ зі значеннями, розрахованими за вузовими навантаженнями

На підставі результатів порівняльного аналізу епюр можна зробити висновок, що максимальні величини відносних відхилень значень $Mx(Z)$, розрахованих за вузовими навантаженнями, від вихідних інтегральних значень $Mx(Z)$ не перевищують 1 %.

Висновки

Запропонована ІТ розрахунку вузових навантажень, що моделюють розподілені аеродинамічні навантаження, які діють на поверхню ВЧК, забезпечує прийнятну збіжність із вихідними інтегральними значеннями сил та моментів, на підставі яких вони розраховуються.

Список використаної літератури

1. V. Borisov. The methods of the synthesis of finite element model of the wing box, LAP Lambert Academic Publishing (ISBN 978-3-659-67887-5), Jan. 2015, -136 p.
2. V. V. Borisov, V. V. Sukhov, A technique of computer-aided synthesizing a finite element model of wing center section and outer wing torsion box joint for a transport aircraft, Russian Aeronautics (Iz VUZ), №1, pp. 6-13, 2014.
3. MSC Nastran 2012. Linear Static Analysis. User's Guide. 2012. –772 с.
4. Femap v 11.3. User Guide. 2016. -385 с.
5. ANSYS, Theory reference, Release 5.6. User Guide. 1999. -1286 с.
6. Brian H. Mason, Jesse R. Quinlan, Conceptual Design Shop: A Tool for Rapid Airframe Structural Modeling, NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 23681-2199, 2018.
7. Eldred, L., Padula, S., and Li, W. Enabling Rapid and Robust Structural Analysis, NASA/TM-2015-218687, 2015.
8. Li, W. and Robinson, J. Automated Generation of Finite-Element Meshes for Aircraft Conceptual Design, AIAA Paper 2016-3287, 16th AIAA

Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Washington, D. C., June 13-17 2016.

9. *Hürlimann, F.* Mass Estimation of Transport Aircraft Wingbox Structures with a CAD/CAE-Based Multidisciplinary Process. Ph.D. Thesis, ETH Zürich, Zürich, Switzerland, 2010.
10. *Röhl, P., Dimitri, N., Daniel, P.* A multilevel decomposition procedure for the preliminary wing design of a high-speed civil transport aircraft. In Proceedings of the 1st Industry/Academy Symposium on Research for Future Supersonic and Hypersonic Vehicles, Greensboro, NC, USA, 4–6 December 1994.