

doi: 10.32620/oikit.2023.97.01

УДК 629.73.001.2

Д. Ю. Жиряков

Метод проектування та параметричного моделювання силової нервюри крила літака транспортної категорії

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»

Створення будь-якого конструктивного елемента починається з проектування основних геометричних параметрів. У статті розглянуто метод проектування та визначення основних елементів конструкції силової нервюри крила з умови статичної міцності, а також розроблено метод тривимірного параметричного моделювання. Нервюра – один з найважливіших елементів конструкції крила, який сприймає значні польотні навантаження, а силові нервюри додатково сприймають зосереджені сили. У статті було проведено аналіз конструктивних особливостей конструкції нервюри крила літака транспортної категорії. Було виконано аналіз діючих навантажень на силову нервюру, визначено внутрішньосилові фактори, такі як перерізна сила і згинальний момент. При використанні засобів механізації значно змінюється аеродинамічний потік крила, що у свою чергу призводить до змінення напружено-деформованого стану крила. Це зумовлюється не лише приростом піднімальної сили завдяки зміненню кривизни профілю крила та збільшенню площі крила, а й у зв'язку зі зміненням положення центру тиску відносно хорди крила. Тому для визначення навантажень крила застосовувалися аеродинамічні характеристики, отримані числовим методом у програмі ANSYS. Для того щоб залишатися конкурентоспроможною, авіаційній фірмі необхідно забезпечувати високу якість техніки, що виготовляється, швидку її модернізацію і модифікацію або зміну модельного ряду. Застосування CAD/CAM/CAE/PLM систем на всіх етапах життєвого циклу авіаційної техніки, включаючи етапи проектування та виробництва, дозволяє суттєво підвищити якість створюваних об'єктів літака та знизити витрати на виконання робіт, пов'язаних із проектуванням та виробництвом, при цьому зберегти високі темпи роботи. У статті розроблено метод тривимірного параметричного моделювання силової суцільнофрезерованої нервюри крила за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи Siemens NX, що дозволяє значно скоротити етап моделювання типових елементів конструкції планера літака, застосовуючи створену тривимірну параметричну модель типового конструктивного елемента.

Ключові слова: нервюра; центр тиску; ВСФ (внутрішньосилові фактори); критична напруга; гермонервюра; параметрична модель; майстер-геометрія; модель розподілу простору.

1. Вступ

Знання методів проектування та розуміння шляхів передачі навантаження мають велике значення для просування практично в усіх фазах створення літакових конструкцій. Проектувальний розрахунок – найважливіший етап створення авіаційної техніки, на якому визначається основна геометрія конструкції, що у свою чергу визначає вагову ефективність і довговічність конструкції.

Сукупність знань методів проектування конструкції та застосування проектування за допомогою сучасних комп'ютерних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM (які широко застосовуються як вітчизняними, так і зарубіжними літакобудівними компаніями) дає можливість забезпечити підвищену якість проектування, тривимірного параметричного моделювання та їх інженерний аналіз.

Для того, щоб залишатися конкурентоспроможною, авіаційній фірмі необхідно забезпечувати високу якість техніки, що виготовляється, швидку її модернізацію і модифікацію або змінення модельного ряду. Застосування CAD/CAM/CAE/PLM систем на всіх етапах життєвого циклу авіаційної техніки, включаючи етапи проектування та виробництва, дозволяють суттєво підвищити якість створюваних об'єктів та знизити витрати на виконання робіт, пов'язаних із проектуванням та виробництвом, при цьому зберегти високі темпи роботи [1].

2. Аналіз літератури та постановка проблеми

Нервюра – один із найважливіших елементів конструкції крила, який сприймає значні польотні навантаження, а силові нервюри сприймають також значні зосереджені навантаження. Оптимізоване проектування нервюри приведе до зменшення ваги всього планера, що значно вплине на паливну ефективність літака. Досить важливо також проектування з'єднань нервюри з іншими елементами конструкції, які визначають ресурс крила.

Як елемент конструкції крила нервюра вивчається давно, але нові методи проектування дозволяють удосконалити всі накопичені знання у цій галузі та створювати більш досконалі конструктивні елементи.

Аналіз літератури показує інтерес до проектування нервюри крила [2–5], але також вказує на відсутність єдиного методу проектування. Інтегроване проектування та параметричне моделювання нервюри дасть змогу значно скоротити етапи проектування та водночас спроектувати нервюри з ваговою ефективністю та із заданим рівнем довговічності.

3. Цілі та задачі

Метою цієї роботи є розроблення методу тривимірного параметричного моделювання силової нервюри з визначенням її основних геометричних параметрів (площ перерізів поясів і підкріплювальних стояків, стінок, з'єднання нервюри з обшивкою і лонжеронами). Розроблення методу створення тривимірної параметричної моделі нервюри крила літака транспортної категорії за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи Siemens NX, є актуальною задачею.

4. Призначення нервюри та конструктивні особливості нервюри

Нервюра є елементом поперечного набору крила. За функціями, що виконуються, розрізняють нервюри типові і силові. Перші з них призначені для збереження заданої форми профілю крила, сприйняття та передачі місцевого аеродинамічного та масового навантаження на лонжерони та обшивку, є підтримкою для стрингерів, обшивки та стінок, збільшуючи їх критичні напруження стискання. Силові нервюри поряд з виконанням типових функцій є елементами місцевого посилення конструкції, що сприймають зосереджені навантаження від шасі, силових установок, навішування закрилків, передкрилків, елеронів та ін.

За конструктивно-силовою схемою нервюри поділяють на балкові, фермові та рамні [6]. Нервюри балочного типу знайшли ширше використання у літакових конструкціях. У свою чергу нервюри балочного типу можна поділити на збірні (рис. 1), суцільнофрезеровані (рис. 2) або штамповані (часто застосовуються на легких та надлегких літаках).

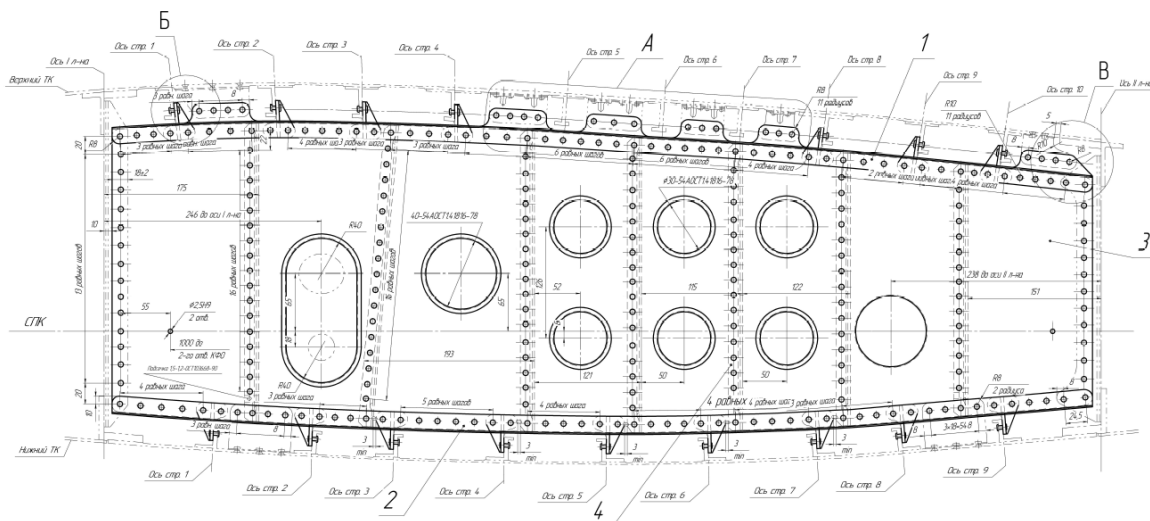


Рис. 1. – Фрагмент нервюри частини крила, що віднімається [5]:
1 – верхній пояс; 2 – нижній пояс; 3 – стінка; 4 – стояк



Рис. 2. – Типові суцільнофрезеровані силові та рядові нервюри літаків фірми Боїнг

Типова нервюра складається з поясів, стояків, стінки, кнці (може бути інтегрована) та вузлів з'єднань (у силових нервюрах). У балкових і ферменних нервюрах згинальний момент сприймається поясами разом із плоскою обшивкою. Таким чином, при проектуванні переріз поясів має підбиратися за найбільшим моментом, що діє на нервюру. Зазвичай, з'єднання нервюри зі стрингером здійснюється одним кріпленням, тобто стрингер можна уявити як вільно опертим на нервюру. Товщина стінки нервюри вибирається за перерізною силою, що діє в площині нервюри. Для полегшення конструкції можна видалити зайвий матеріал, виконавши отвори полегшення (для штампованої стінки) або місцеве зменшення товщини стінки для фрезерованої нервюри.

У фермовій нервюрі перерізна сила сприймається елементами ферми. Пояси працюють так само, як при балочній нервюрі, сприймаючи осьові зусилля

при згинанні. Розрахунок фермової стінки має проводитися від перерізної сили за звичайною методикою розрахунку ферм. Бажано, щоб стояки ферми працювали на стискання, а підкоси на розтягування, таким чином можна досягти мінімальної маси.

Останнім часом усе більшої популярності набувають суцільнофрезеровані нервюри, оскільки мають низку технологічних переваг: швидкість виробництва, підвищена жорсткість, відсутність потреби у великій кількості отворів (для з'єднання елементів нервюри). Але такий тип нервюра має деякі недоліки: дорожче виробництво (збільшення витрат на матеріали) і низька живучість конструкції.

Одним із призначень нервюри є виконання функції гермостінки для кесон-бака крила. Для досягнення герметичності між відсіками використовують заглушки, встановлені в місцях для проходження стрингерів, що дає змогу розділити відсіки паливного бака. Посилені нервюри, що обмежують бак-кесон, зазнають великих навантажень від тиску палива в кесоні та від гідравлічних ударів палива при еволюціях літака. Тому їх стінки мають виконуватися з потовщеннями та з частим підкріпленням стояків.

У стрілоподібному крилі нервюри зазвичай встановлюють перпендикулярно до одного з лонжеронів, частіше заднього. Це зручніше з технологічних міркувань. Також при такому методі розташування нервюра вузли з'єднань піддаються меншим навантаженням та простіші у виконанні та виготовленні. У напрямку потоку нервюри встановлюються не часто, оскільки вони будуть довшими, а отже, працюючи на згин, мати більшу масу. Крім того, при такому розташуванні нервюри подовжується смуга обшивки між нервюрами, що негативно відбиватиметься на критичній напрузі при зсувній силі, і на підвищенні маси.

У зв'язку з частим стрингерним підкріпленням кесонних крил і майже повністю перерізними стрингерами поясів нервюри краще виконувати меншої будівельної висоти, а кріплення виконувати до обшивки через стрингери або за допомогою спеціальних фітингів.

Нервюри сприймають такі навантаження:

1. Місцеві аеродинамічні навантаження.
2. Масово-інерційні навантаження від ваги палива та конструкції.
3. Тиск з боку стрингерів та обшивки при згинанні крила.
4. Навантаження тиску та зсуву з боку обшивки під час роботи крила на кручення (ці навантаження спричиняються там, де обшивка втратила стійкість). Діагональне зусилля, що розтягує, від обшивки при втраті стійкості.
5. Нервюра виконує роль опори для таких елементів як стрингери та обшивки під час роботи цих елементів на стискання.
6. Зосереджені сили, такі як кріплення мотогондолі, шасі, механізації крила і т. д.
7. Навантаження від тиску палива на гермостінку.

Як показує огляд літератури та вивчення роботи конструкції крила, основне значення з перелічених навантажень мають аеродинамічні, масові навантаження та зосереджені сили.

Крім цих загальних випадків є окремі випадки навантаження нервюра: від сил при зламі поздовжнього набору крила, надлишкового тиску фюзеляжу, від елементів силового набору фюзеляжу та ін.

Для силових нервюра величини і точки місця дії зосереджених сил

визначаються при розрахунку відповідних агрегатів (закрилків, елеронів, місця приєднання двигунів і т. д.). Розрахунок функціональних навантажень та реакцій опор від агрегатів, закріплених на крилі, можна знайти у роботі [7].

5. Розрахункова схема та зрівноважування нервюри

Нервюра сприймається як вільно оперта балка по лонжеронах і навантажена, у загальному випадку, розподіленим навантаженням і зосередженими силами.

Розподілене аеродинамічне навантаження вздовж хорди визначається, на основі аеродинамічних експериментальних даних. Розподілене аеродинамічне навантаження є дуже важливим аспектом у розрахунку навантажень. Останнім часом для визначення аеродинамічних навантажень застосовують числові методи, що особливо є важливим при визначенні аеродинамічного навантаження при розрахункових випадках із застосуванням передкрилків і закрилків у зв'язку з трудомісткістю розрахунків.

Положення центру тиску аеродинамічного профілю приблизно знаходиться на відстані 25 % по хорді профілю [8, 9]. При застосуванні механізації крила аеродинамічний тиск перерозподіляється з передньої частини профілю (рис. 3, а) в напрямку заднього лонжерона (рис. 3, б).

Унаслідок цього положення центру тиску також зміщується в напрямку до заднього лонжерона (рис. 4), що потрібно враховувати при розрахунку навантажень на нервюру.

Як уже зазначалося, посилена нервюра крім сприйняття аеродинамічного навантаження сприймає також зосереджені навантаження від шасі, навішування двигунів, вузлів навішування елеронів, закрилків, передкрилків та інтерцепторів. У статті розглядається силова нервюра, яка сприймає навантаження від закрилка.

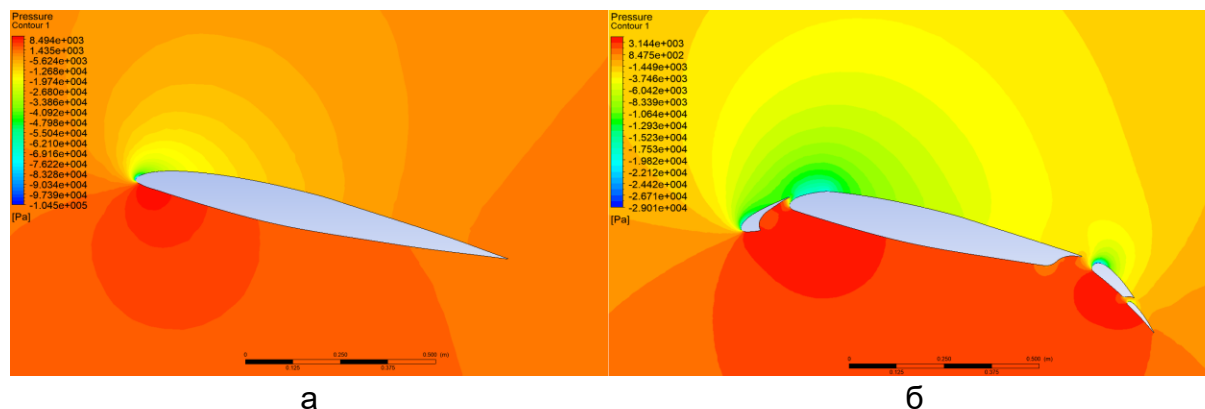


Рис. 3. Розподілення тиску по хорді крила [10]:

- а – розподіл аеродинамічного тиску по хорді профілю крила без застосування механізації;
- б – розподіл аеродинамічного тиску по хорді профілю крила з механізацією в посадковому положенні

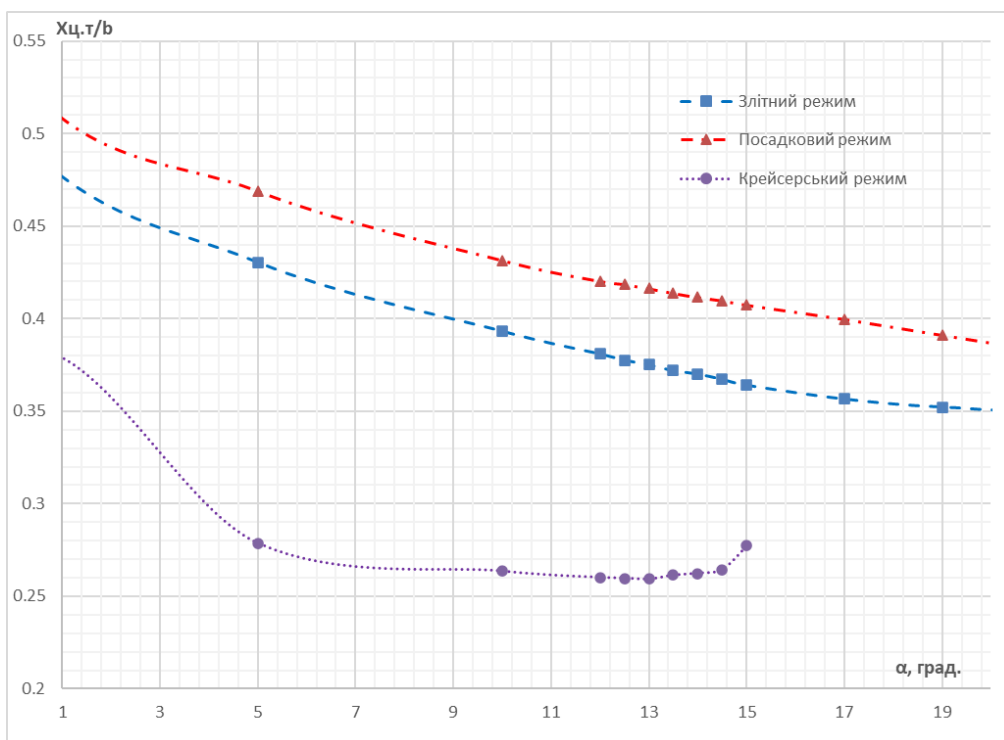


Рис. 4. Положення центру тиску при злітному, посадковому та крейсерському режимах польоту літака транспортної категорії [10]

Елементи механізації крила (зокрема, закриток) знаходяться під впливом аеродинамічного навантаження, що у розрахунках застосовується як погонне навантаження, розподілене по розмаху пропорційно хордам.

Закриток можна подати у вигляді двоопорної балки, а сили реакції – зовнішніми навантаженнями на кесонну частину крила [7].

Схема навантаження та зрівноважування нервюри показано на рис. 5, де: P_1, P_2, P_3 – зовнішні сили від закритка;

q_{Σ} – сумарне розподілене навантаження на нервюру;

Q – сумарна сила від розподіленого навантаження, прикладена у центрі тиску.

План контуру міжлонжеронної частини крила по осі нервюри та положення центру жорсткості вважаються заданими. Точка поперечного перерізу називається центром жорсткості цього перерізу, якщо перерізувальна сила прикладена до неї або проходить через неї спричиняє згин без закручення.

При наближених розрахунках можна вважати, що центр жорсткості поперечного перерізу крила лежить у центрі ваги жорсткостей лонжеронів на згин [11]:

$$l - X_{ц.ж.} = \frac{l \cdot E_2 \cdot I_2}{E_1 \cdot I_1 + E_2 \cdot I_2}$$

де l – відстань між лонжеронами;

E_1 і E_2 – модулі пружності матеріалу поясів лонжеронів відповідно;

I_1 і I_2 – моменти інерції переднього та заднього лонжеронів відносно відповідних центральних осей.

Для більш точного визначення положення центру жорсткості можна скористатися методом фіктивного моменту [12,13].

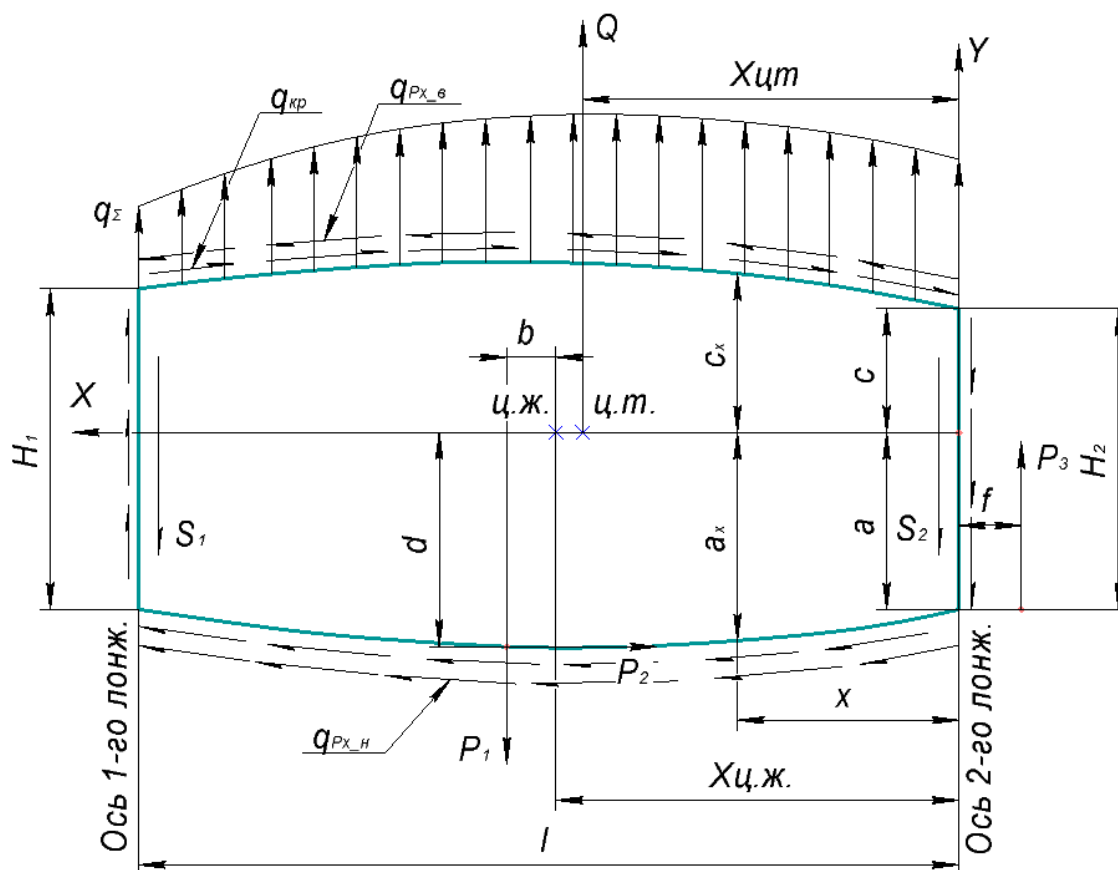


Рис. 5. Схема навантаження та зрівноважування нервюри

Для зрівноважування нервюри приводимо навантаження до центру жорсткості. Додаткову інформацію показано на рис. 5:

$$\begin{aligned}
 P_{\Sigma X} &= -P_2 \\
 P_{\Sigma Y} &= Q + P_3 - P_1; \\
 M_{\text{ц.ж.}} &= Q \cdot (X_{\text{ц.ж.}} - X_{\text{ц.т.}}) + P_1 \cdot b + P_2 \cdot d + P_3 \cdot (X_{\text{ц.ж.}} + f); \\
 q_{P_{X_{\text{в}}}} &= \frac{P_{\Sigma X}}{l \cdot \left(1 + \frac{F_{\text{к}}^{\text{в}}}{F_{\text{к}}^{\text{н}}}\right)} \\
 q_{P_{X_{\text{н}}}} &= \frac{P_{\Sigma X}}{l \cdot \left(1 + \frac{F_{\text{к}}^{\text{н}}}{F_{\text{к}}^{\text{в}}}\right)} \\
 S_1 &= \frac{(l - X_{\text{ц.ж.}})}{l} \cdot P_{\Sigma Y} \\
 S_2 &= \frac{X_{\text{ц.ж.}}}{l} \cdot P_{\Sigma Y}
 \end{aligned}$$

де $F_{\text{к}}^{\text{в}}$, $F_{\text{к}}^{\text{н}}$ – площа частини контуру відповідно над горизонталлю та під горизонталлю, щр проходить через центр жорсткості.

Крутний момент зрівноважується потоком реактивних дотичних зусиль по контуру:

$$q_{\text{кр}} = \frac{M_{\text{ц.ж.}}}{2 \cdot F_{\text{к}}}$$

де F_K – площа замкнутого контуру, обмеженого панелями обшивки та лонжеронами.

Через деформацію крила елементи верхньої та нижньої панелей прагнуть зблизитися між собою. Цьому перешкоджають нервюри. Погонне стискальне навантаження нервюри q_σ можна визначити, розглядаючи деформований елемент крила між нервюрами (рис. 6):

$$\frac{\sigma \cdot \delta}{q_\sigma} = \frac{\rho}{a} \rightarrow q_\sigma = \frac{\sigma \cdot \delta \cdot a}{\rho} = \frac{\delta \cdot a \cdot M^2}{E \cdot J_\phi^2}$$

де σ – нормальні напруження в панелі;
 δ – еквівалентна товщина панелі (без поясів);

$$\frac{l}{\rho} = \frac{M}{E \cdot J_\phi} \text{ – кривина вигнутої осі крила.}$$

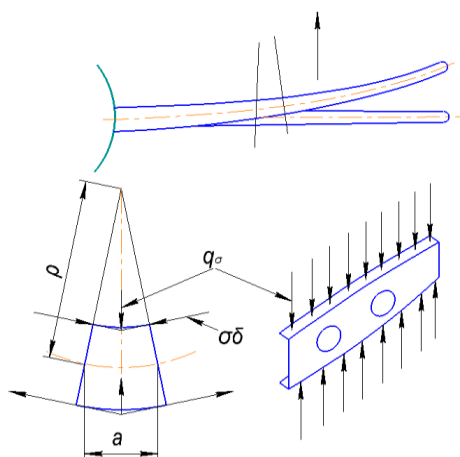


Рис. 6. Навантаження на нервюру від деформації крила [14]

Навантаження від деформації слід враховувати при проектуванні нервюри в комбінації з відповідним розрахунковим випадком.

6. Визначення перерізувальних зусиль і згинальних моментів

Зрівноваживши нервюру, отримаємо всі активні та реактивні зовнішні сили, прикладені до нервюри. Оскільки нервюру можна подати у вигляді балки, опертої на лонжеронах, перерізувальна сила і згинальний момент, що діють у перерізах нервюри від розподіленого навантаження і потоку дотичних сил, визначаються за довжині нервюри.

Перерізувальна сила в перерізі на відстані “ x ” від другого лонжерона до “ $x = x_{ц.ж} + b$ ” (див. рис. 5)

$$Q_x = \int_0^x q_\Sigma \cdot dx + P_3 - S_2 - q_{кр} \cdot H_{(x)} + q_{Px_B} \cdot \Delta c_{(x)} - q_{Px_H} \cdot \Delta a_{(x)}$$

Перерізувальна сила в перерізі на відстані “ x ” від “ $x = x_{ц.ж} + b$ ” до першого лонжерона “ $x = l$ ” (див. рис. 5)

$$Q_x = \int_0^x q_\Sigma \cdot dx + P_3 - S_2 - P_1 - q_{кр} \cdot H_{(x)} + q_{Px_B} \cdot \Delta c_{(x)} - q_{Px_H} \cdot \Delta a_{(x)}$$

Згинальний момент у перерізі на відстані “ x ” від другого лонжерона до “ $x = x_{ц.ж} + b$ ” (див. рис. 5):

$$M_x = \int_0^x Q_x(q_\Sigma) \cdot dx + P_3(f + x) - S_2(x) - 2 \cdot \int_0^x q_{кр} \cdot H_{(x)} dx + \int_0^x q_{Px_B} \cdot c_{(x)} dx - \int_0^x q_{Px_H} \cdot a_{(x)} dx$$

Перерізувальна сила в перерізі на відстані від “ $x = x_{ц.ж} + b$ ” до першого лонжерона “ $x = l$ ”:

$$M_x = \int_0^x Q_x(q_\Sigma) \cdot dx + P_3(f + x) - S_2(x) - P_1(x) + P_2 \cdot d - 2 \cdot \int_0^x q_{кр} \cdot H_{(x)} dx + \int_0^x q_{Px_B} \cdot c_{(x)} dx - \int_0^x q_{Px_H} \cdot a_{(x)} dx$$

Необхідно враховувати, що для перерізувальної сили і згинального моменту від дії потоку дотичних сил не застосовується правило про інтегрування епюри:

$$\frac{dM_q}{dx} \neq Q_q.$$

У зв'язку з цим недоцільно будувати сумарні епюри від діяннн зовнішніх сил і потоку дотичних сил. Рационально побудувати окремо епюри та провести сумування.

Епюри перерізувальних сил від дії зовнішніх сил, потоку дотичних сил і сумарна епюра вздовж силової нервюри показано на рис. 7. Епюри згинальних моментів від дії зовнішніх сил, потоку дотичних сил та сумарна епюра вздовж силової нервюри показано на рис. 8.

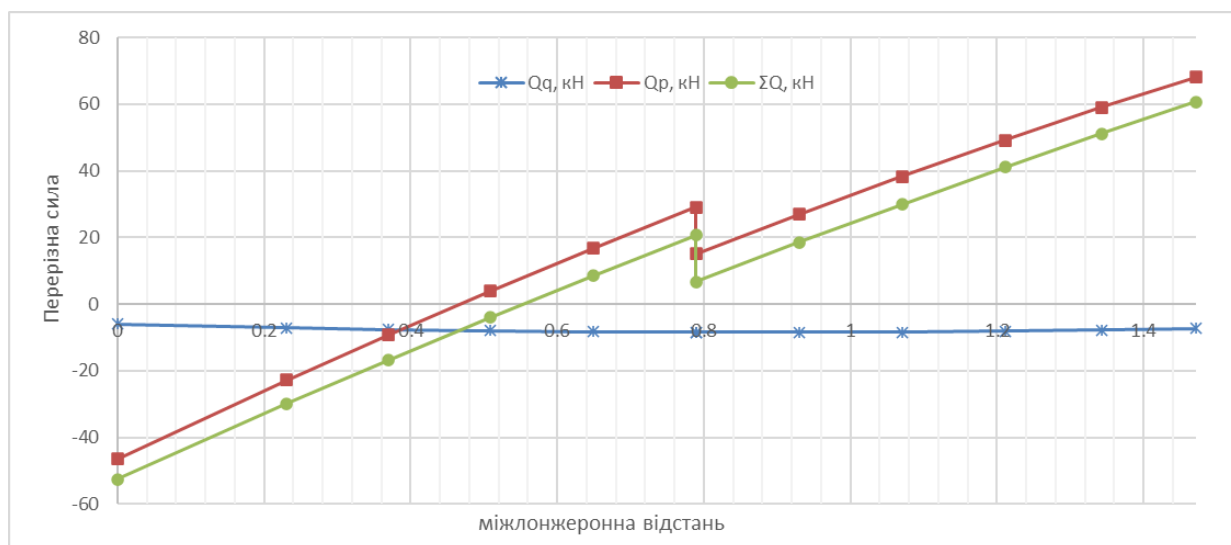


Рис. 7. Епюри перерізувальної сили нервюри літака транспортної категорії: Q_q – перерізувальна сила від потоків дотичних сил; Q_p – перерізувальна сила від зовнішніх сил; Q_Σ – сумарна епюра перерізувальної сили вздовж нервюри

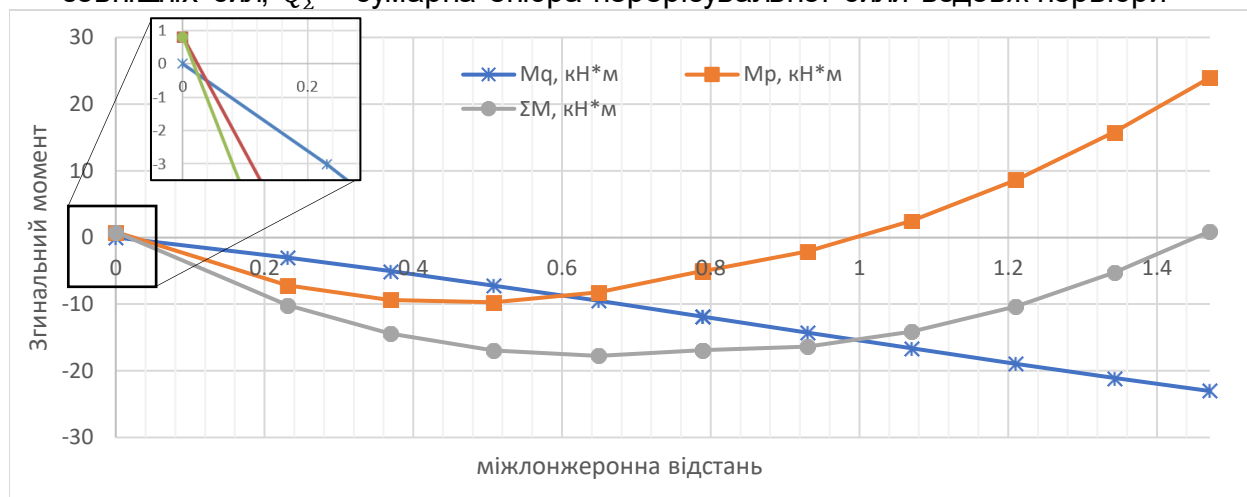


Рис. 8. Епюри згинальних моментів нервюри літака транспортної категорії: M_q – згинальний момент від потоків дотичних сил; M_p – згинальний момент від зовнішніх сил; M_Σ – сумарна епюра згинального моменту вздовж нервюри

7. Проектувальний розрахунок нервюри

Мета проектувального розрахунку полягає у визначенні основних параметрів нервюри (товщини стінок, площі та відстані між стояками, площі поясів, параметрів кріплення нервюри до лонжеронів та панелей) на підставі навантажень, отриманих при зрівноважуванні нервюри:

1. Товщина стінки та відстані між стояками визначаються з розрахунку стінки на зсув:

- діюче напруження зсуву $\tau = \frac{Q_x}{h \cdot \delta}$, де h і δ – висота та товщина стінки;
 Q_x – перерізувальна сила;
- критичні напруження зсуву для клітини стінки $\tau_{кр} = k \cdot E \cdot \left(\frac{\delta}{b}\right)^2$,
визначаються за графіком рис. 9;
- допустимі напруження зсуву визначаються за графіками
- рис. 10 залежно від співвідношення $\frac{\tau}{\tau_{кр}}$.

При визначенні товщини стінки необхідно враховувати умову обмеження втрати стійкості стінки (співвідношення $\frac{\tau}{\tau_{кр}}$) таким чином, щоб при горизонтальному польоті стінка не втрачала стійкості.

2. Площа перерізу стояків визначається за умови достатньої жорсткості для підкріплення стінки, що втратила стійкість:

$$\frac{F_{ст}}{l \cdot \delta} \approx 0,3 \div 0,4,$$

де l – відстані між стояками (див. рис. 11); δ – товщина стінки (див. рис. 11);
 $F_{ст}$ – площа перерізу стояка.

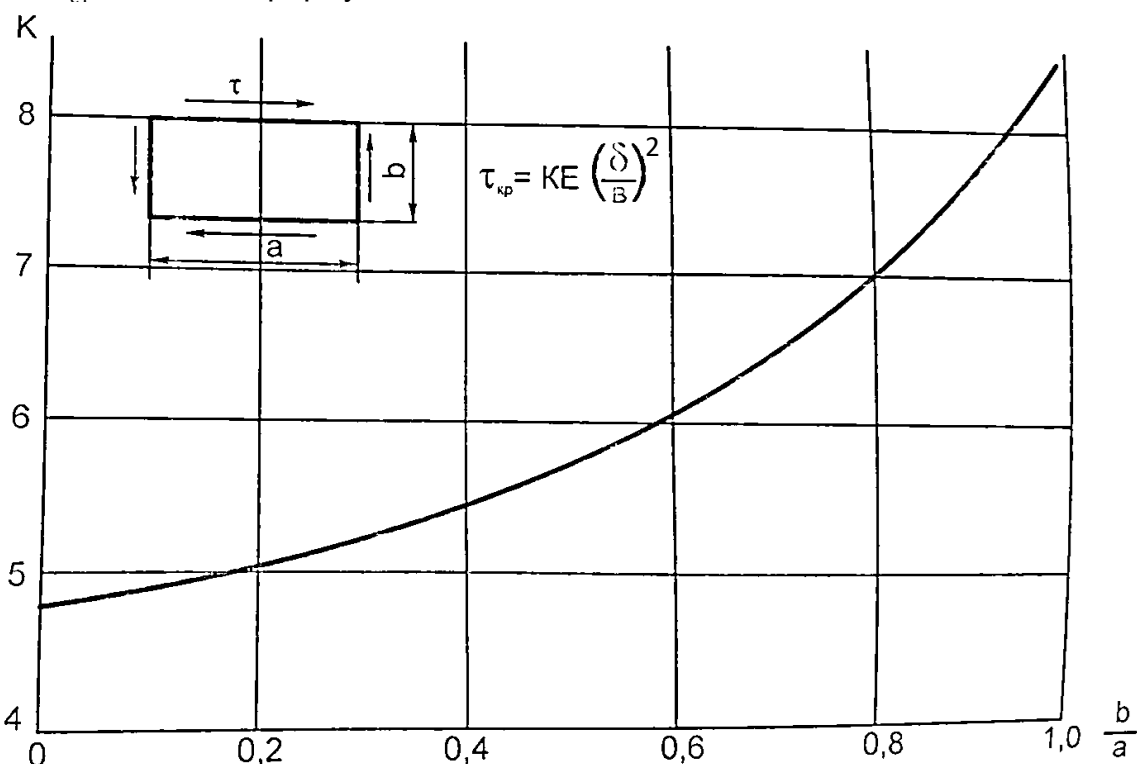


Рис. 9. Зсув плоскої прямокутної пластини (краї пластини вільно оперті) [12,15]

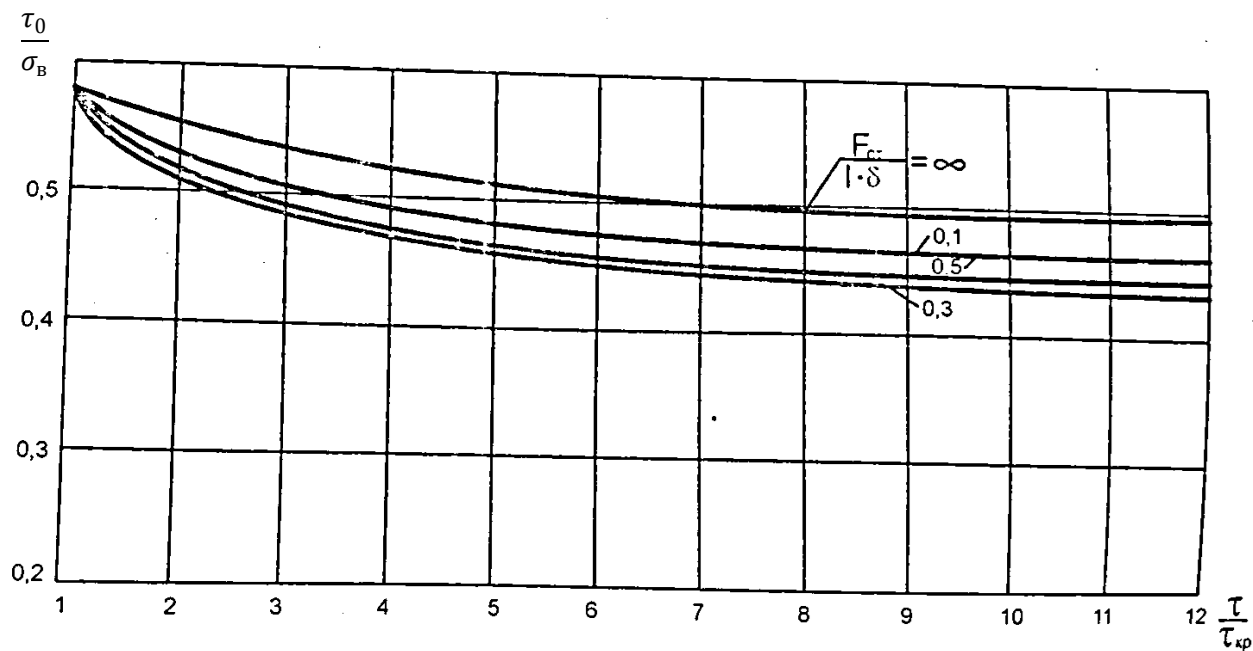


Рис. 10. Допустима напруга зсуву [12,15]

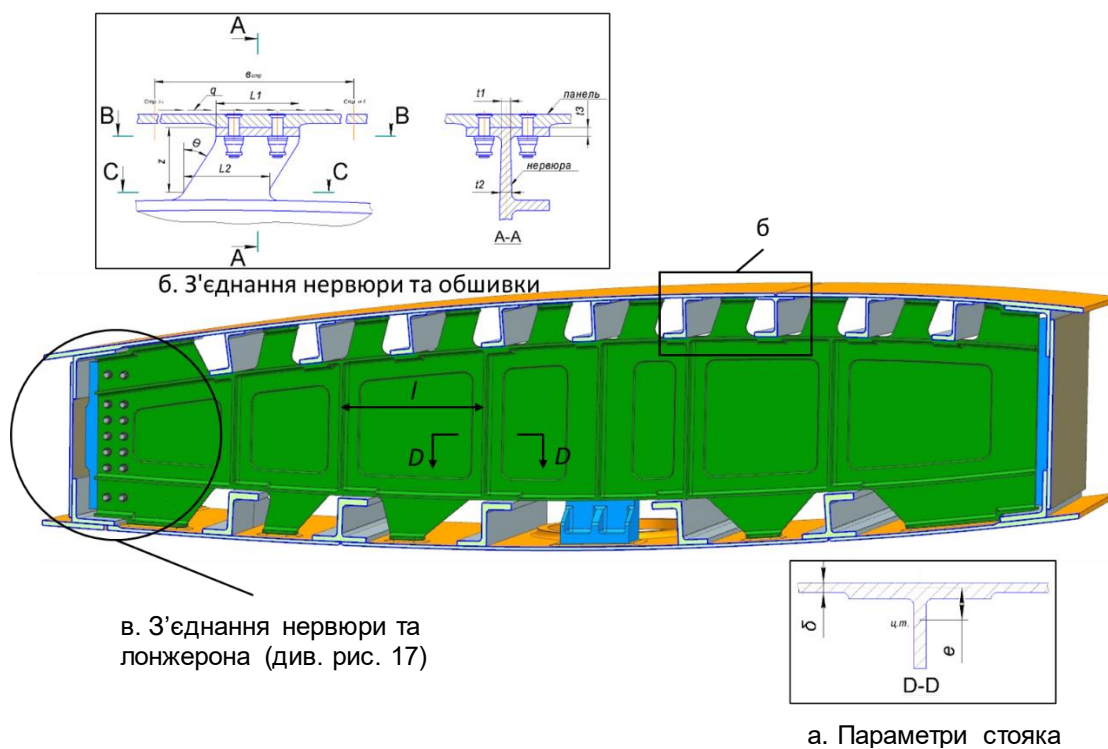


Рис. 11. Переріз кесонної частини крила по силевій нервюрі

Типові стояки, що підсилюють стінку нервюри, навантажуються силами діагонального розтягування стінки при втраті стійкості. Напруження стиснення у стояку визначаються за рис. 12:

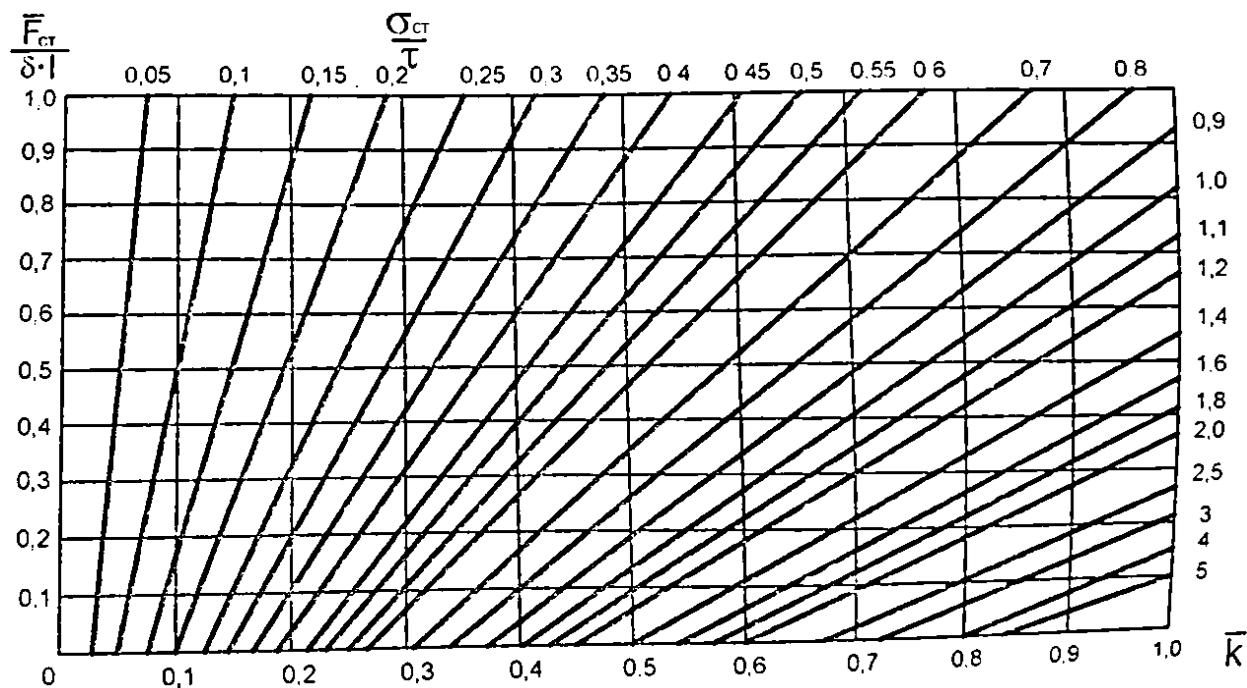


Рис. 12. Відношення напруження стиснення в стояку до напруження, що діє в стінці [12,15]

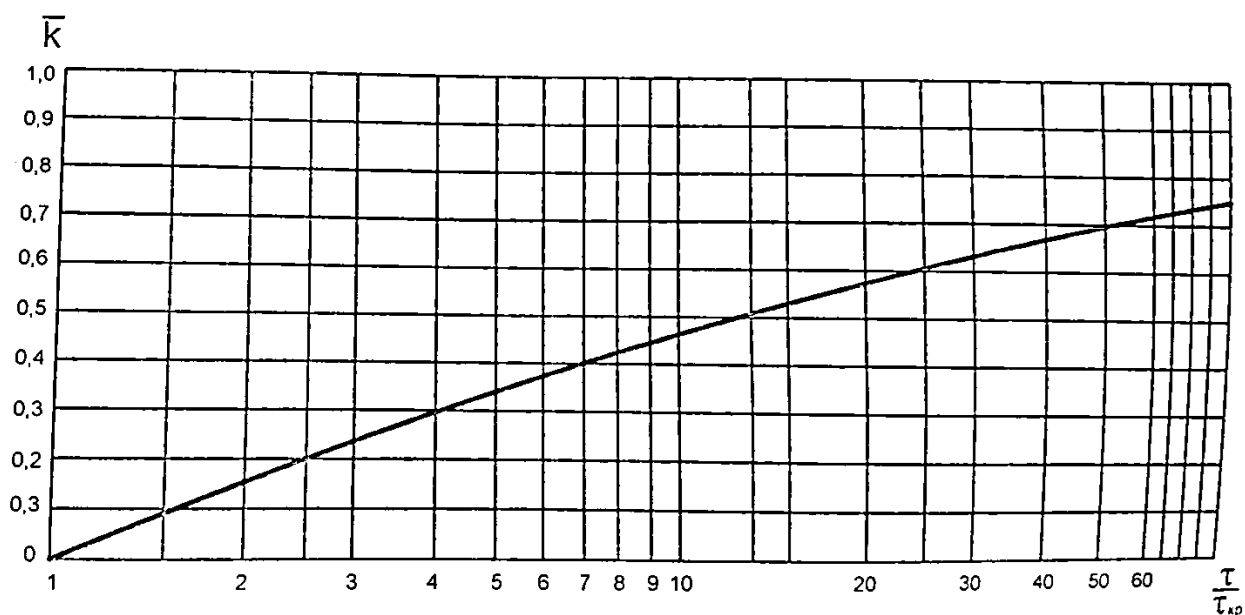


Рис. 13 Коефіцієнт, що характеризує ступінь розвитку діагонального поля розтягування [12,15]

$$\bar{F}_{ст} = \frac{F_{ст}}{1 + (\frac{e}{i})^2},$$

де e – відстань від центру ваги стояка до середньої площини стінки (див. рис. 11, а); i – радіус інерції поперечного перерізу стояка відносно осі паралельно площині стінки;
 \bar{k} – коефіцієнт, що характеризує ступінь розвитку діагонального поля розтягування, визначається за рис. 13.

Також необхідно враховувати позацентрове стиснення стояка:

$$M = \sigma_{\text{ст}} \cdot F_{\text{ст}} \cdot e$$

де M – момент згину внаслідок дії позацентрового стискального навантаження.

Напруження від згину внаслідок позацентрового прикладання сили визначається такою формулою:

$$\sigma_{\text{виг}} = \frac{M}{W_x},$$

де W_x – момент опору перерізу стояка.

Допустимі напруження стиснення визначаються за номограмою стиснено-згинальних балок (рис. 14). За шкалою m_0 визначається допустиме напруження для симетричних стояків відносно площини нервюри, за шкалою m_1 – для стояків одностороннього типу. Наведені нижче параметри застосовуються до рис. 14:

$$\varphi = \frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{в}}}; \quad m = \frac{\sigma_{\text{изг}}}{\sigma_{\text{сж}}}; \quad \xi = \frac{\sigma_{\text{сж}}^{\text{доп}}}{\sigma_{\text{в}}},$$

де $\sigma_{\text{кр}}$ – критичне напруження профілю стояка при стисканні;

$\sigma_{\text{в}}$ – тимчасовий опір розриванню стояка (нервюри у випадках фрезерованої нервюри).

3. Площі поясів нервюр вибираються за силами в поясах, які визначаються згинальними моментами і поздовжніми зусиллями на основі зрівноважування нервюри:

$$\text{– для розтягнутого пояса: } F_n^{\text{нетто}} = \frac{P_n}{\sigma_{\text{в}}},$$

$$\text{– для стисненого пояса: } F_n^{\text{брутто}} = \frac{P_n}{\sigma_{\text{кр}}},$$

де $P_n = \frac{M_{\text{зг}}}{H_{\text{еф}}}$ – зусилля в поясі;

F_n – площа поперечного перерізу пояса;

$\sigma_{\text{в}}$ – тимчасовий опір розриванню пояса;

$\sigma_{\text{кр}}$ – критичні напруження місцевої втрати стійкості пояса.

Також, щорі стосується стояків, необхідно враховувати додаткове навантаження поясів нервюри від сил діагонального розтягування через втрату стійкості стінки. Осьова сила перевантаження визначається за рис. 15.

Додаткове навантаження згинальним моментом визначається за формулою:

$$M = k \cdot \tau \cdot \delta \cdot l^2,$$

де k – коефіцієнт, щор визначається за графіком на рис. 16;

τ – напруження зсуву в стінці нервюри;

δ – товщина стінки нервюри (див. рис. 11);

l – відстань між стояками (див. рис. 11).

Для визначення загальних напружень у поясі нервюри використовується така формула:

$$\sigma_{\Sigma} = \frac{P_n}{F_n} + \frac{N}{F_n} + \frac{M}{W_n},$$

де N – осьове навантаження від діагональних сил розтягування через втрату стійкості стінки;

W – момент опору поперечного перерізу пояса.

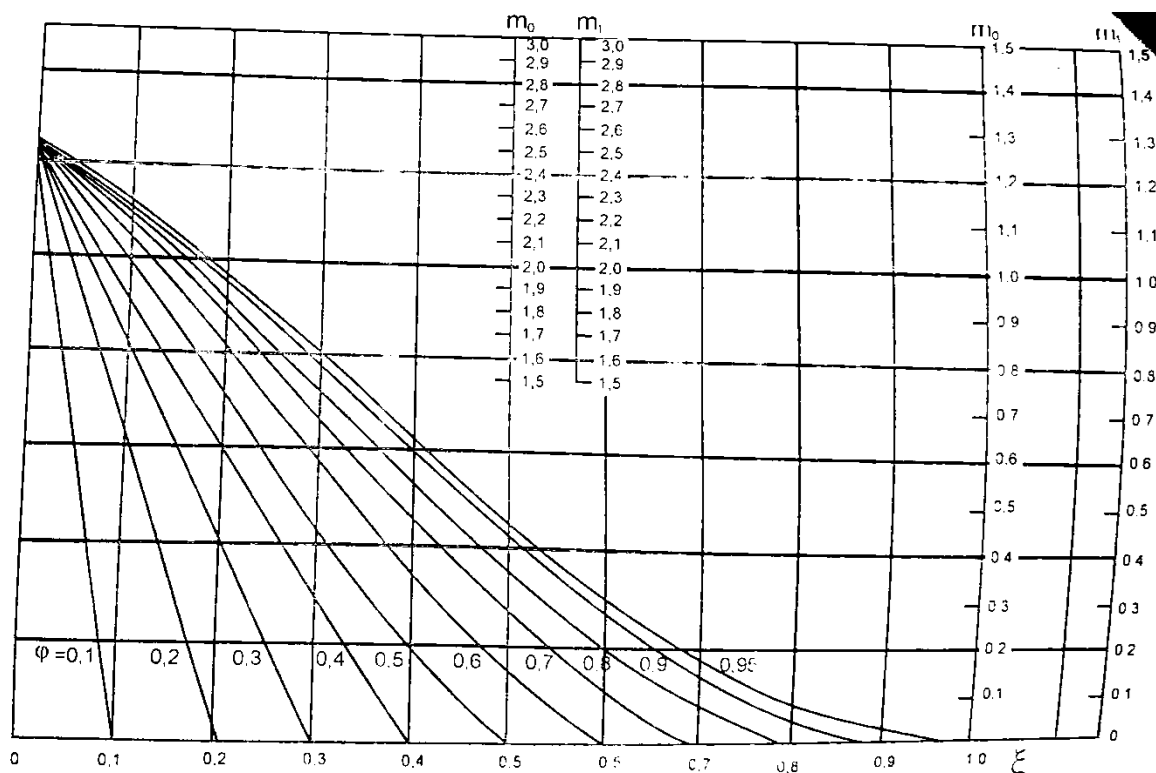


Рис. 14. Номограма стиснено-згинальних балок [12,15]

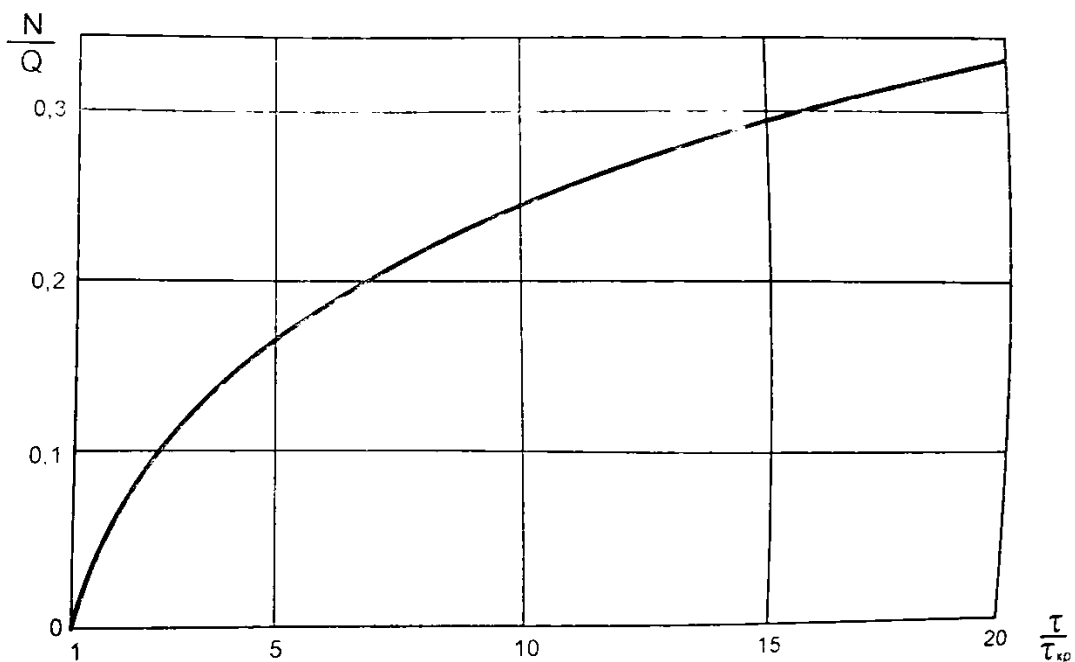


Рис. 15. Графік залежності осьового силового перевантаження від критичного напруження в стінці [12,15]

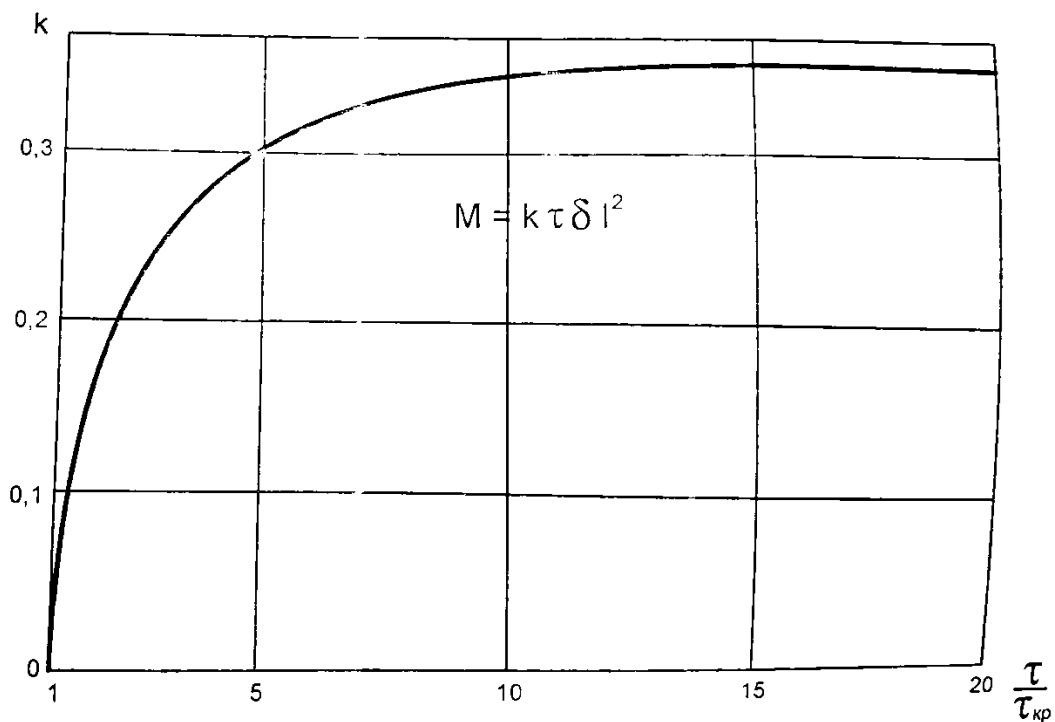


Рис. 16. Емпіричний коефіцієнт обліку перевантаження моментом згину поясів нервюри [12,15]

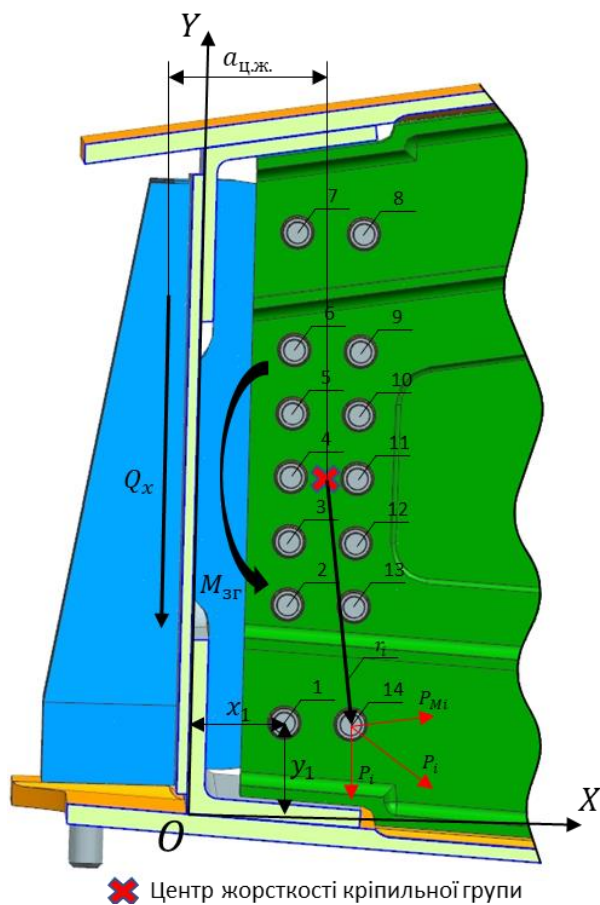


Рис. 17. З'єднання нервюри і лонжерона

4. Розрахунок зрізного з'єднання нервюри з кронштейнами на лонжероні здійснюється за наявними методиками розрахунку болтового і заклепочного з'єднань.

Навантаження, що передається від нервюри до лонжерона, не проходить через центр жорсткості групи болтів. У результаті, крім зсуву від дії перерізувальної сили, болти зазнають додатковою навантаження від моменту, що створюється силою відносно центру жорсткості. З'єднання нервюри з лонжероном виконується безпосередньо через додатковий вертикальний кутик, який навантажений силою зрізання і згинальним моментом (який може бути поданий у вигляді пари сил, що діють у поясах нервюри) і діє не в центрі жорсткості групи кріплення (див. рис. 17).

У цьому випадку навантаження на кожен болт буде складатися з геометричної суми сил:

сили P_i , яка є частиною прикладеної сили Q_x , що сприймається одним болтом:

$$P_i = \frac{Q_x \cdot F_i \cdot G_i}{\sum_{i=1}^n F_i \cdot G_i},$$

де F_i – площа зсуву i -го болта; G_i – модуль пружності 2-го роду;

$F_i \cdot G_i$ – жорсткість болта на зсув.

Сила P_{Mi} спрямована перпендикулярно до радіусу r_i , що з'єднує центр жорсткості з центром поперечного перерізу i -го болта. Величина сили визначається як:

$$P_{Mi} = \frac{M_i}{r_i},$$

де $M_i = \frac{M \cdot F_i \cdot G_i \cdot r_i^2}{\sum_{i=1}^n F_i \cdot G_i \cdot r_i^2}$ – крутний момент, на даний болт;

$r_i = \sqrt{(x_{ц.ж.} - x_i)^2 + (y_{ц.ж.} - y_i)^2}$ – радіус центру поперечного перерізу i -го кріплення відносно центру жорсткості.

Координати центру жорсткості групи поперечних перерізів кріплення:

$$x_{ц.ж.} = \frac{\sum_{i=1}^n F_i \cdot G_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^n F_i \cdot G_i}, \quad y_{ц.ж.} = \frac{\sum_{i=1}^n F_i \cdot G_i \cdot y_i}{\sum_{i=1}^n F_i \cdot G_i}.$$

Сумарний крутний момент M (з урахуванням дії моменту згину і перерізувальної сили в поперечному перерізі нервюри) відносно центру жорсткості можна визначити за такою формулою:

$$M = M_{зг} + Q_x \cdot a_{ц.ж.}$$

Загальна сила, що діє на кожне кріплення, визначається векторним підсумовуванням зусиль від перерізувальної сили і сумарним крутним моментом. Знаки сил слід враховувати при знаходженні сумарної сили:

$$\vec{R}_i = \vec{P}_i + \vec{P}_{Mi}.$$

Далі визначаються діючі зсувні напруження кожного кріплення, які не повинні перевищувати допустиме напруження на зсув кріпильного матеріалу [15]:

$$\frac{\vec{R}_i}{F_i} = \tau_{діюч} \leq \tau_{допус}.$$

Слід зазначити, що нервюра в реальності з'єднується з лонжеронами не як балка шарнірно і не жорстко затиснута, а щось середнє між цими видами фіксації залежно від жорсткості лонжеронів, що і визначає значення моменту згину в місці з'єднання нервюри з лонжеронами (рис. 18).

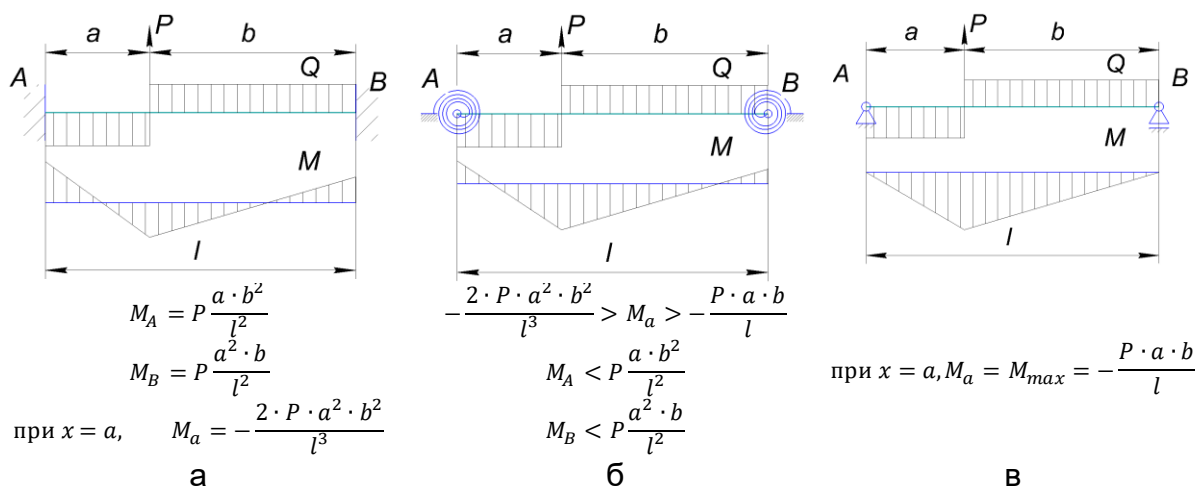


Рис. 18. Розрахункові схеми нервюру

Виходячи з цього більш доцільно буде виконання розрахунку з'єднання нервюру, використовуючи перерізувальну силу і момент згину, отримані при розрахунку нервюру як жорстко защемленої балки (рис. 18, а). Такий розрахунок дасть максимальне значення навантаження на кріплення. Для розрахунку геометричних параметрів нервюру слід визначити момент згину за схемою шарнірно-опертої балки (рис. 18, в), щр було зроблено в розділі 6.

5. Розрахунок кріплення кнці нервюру виконується за силою від зсувного навантаження на панелі, отриманою при зрівноважуванні нервюру:

$$P_{кн} = q_{\Sigma} \cdot V_{стр}$$

де q_{Σ} – загальний зсувний потік через панелі отриманий при зрівноважуванні нервюру;
 $V_{стр}$ – ділянка панелі, на якій кнця передає навантаження (відстань між стрингерами).

Необхідно враховувати перевантаження кнці, найближчої до точки прикладання сконцентрованої сили P_x .

Зусилля, щр діє на кнцю, визначає площу поперечного перерізу кнці і параметри кріплення її до панелі обшивки (див. рис. 11, б).

Поперечний переріз В-В перевіряється з умови зсуву:

$$\tau = f \cdot \frac{P_{кн}}{t_1 \cdot L_1} \leq \tau_{доп}$$

де f – коефіцієнт, який може бути призначений для врахування нерівномірності завантаження кнці.

Поперечний переріз С-С перевіряється з умови дії моменту згину на цій ділянці:

$$\sigma = \frac{6 \cdot (P_{кн} \cdot z)}{t_2 \cdot L_3^2 \cdot \cos \theta} \leq \sigma_{доп}$$

Для визначення параметрів з'єднання між кнцею і панеллю визначається сумарно допустиме зусилля на зсув (або зминання) групи кріплення, щр з'єднує кнцю і панель:

$$P_{доп} = n \cdot P_{кріп} (D_{кріп}, t_3, t_{панел}, \sigma_{зм}, \tau_{зр}) \geq P_{кн}$$

де n – кількість кріпильних елементів у з'єднанні;

$P_{кріп}$ – допустиме значення на одне кріплення залежно від діаметра

кріплення $D_{кріп}$, товщини фланця нервюру t_3 або товщина панелі $t_{панел}$ (слід

враховувати мінімальне значення напруження зминання, $\sigma_{зм}$ матеріалу кінці чи панелі), $\tau_{зр}$ – допустимі напруження зсуву кріплення.

6. При розрахунку нервюри, розташованої в бак-кесоні крила, необхідно враховувати додаткове навантаження стінки і стояків зусиллями від палива нормально направлені до площини нервюри (за методикою розрахунку стінок під тиском).

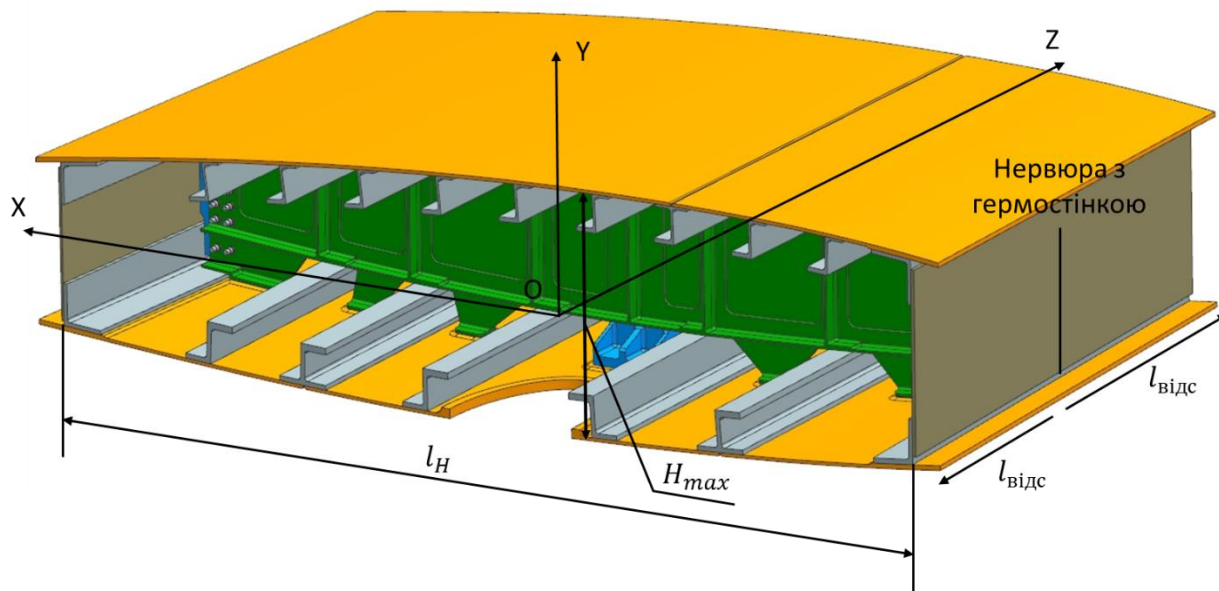


Рис. 19. Основні геометричні розміри бака-кесона

Герметичні стінки поділяють кесон крила на окремі паливні відсіки. Крім перелічених навантажень для нервюри, гермостінки баків-кесонів сприймають навантаження від тиску палива під дією перевантажень у напрямку осей OX, OY та OZ. Розрахунковий гідростатичний тиск на гермостінку за наявності перевантаження у напрямку осі OY

$$P_1^p = j \cdot H_{max} \cdot n_y^p,$$

де j – питома вага палива;

H_{max} – максимальна висота гермостінки;

n_y^p – перевантаження в напрямку осі OY у даному розрахунковому випадку.

Розрахунковий тиск на гермостінку за наявності перевантаження в напрямку осі OX

$$P_2^p = j \cdot l_H \cdot n_x^p,$$

де j – питома вага палива;

l_H – відстань між лонжеронами;

n_x^p – перевантаження в напрямку осі OX у даному розрахунковому випадку.

Розрахунковий тиск на гермостінку за наявності перевантаження в напрямку осі OZ

$$P_3^p = j \cdot l_{відс} \cdot n_z^p,$$

де j – питома вага палива;

$l_{відс}$ – ефективна довжина паливного відсіку, цр визначається з урахуванням втрат тиску на проміжні нервюри в даному паливному відсіку;

n_z^p – перевантаження в напрямку осі OZ у даному розрахунковому випадку.

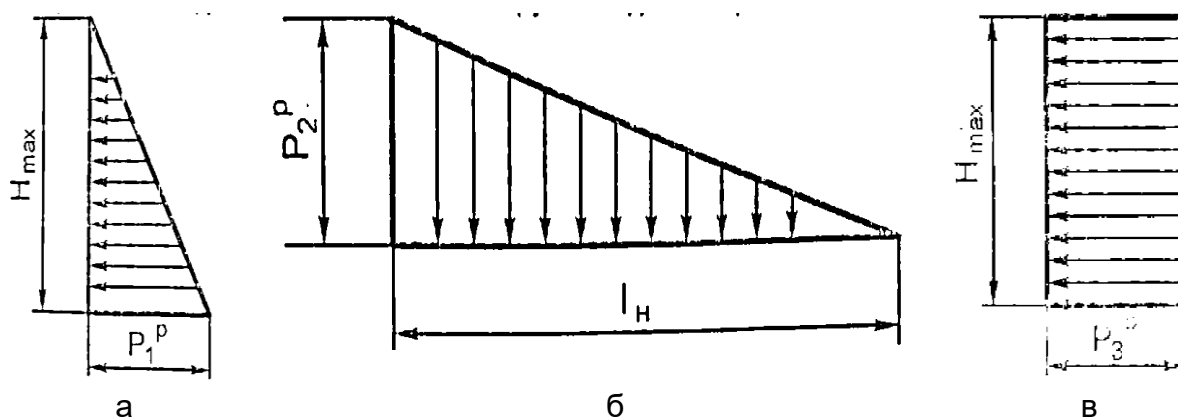


Рис. 20. Розподілене навантаження від тиску палива

Розрахункові перевантаження n_x^p , n_y^p , n_z^p визначаються за формулами балансу літака на основі проектних навантажень. Для перелічених вище навантажень розраховується статична міцність гермоствінки. Слід враховувати, що через динамічні процеси, що відбуваються в кесонному резервуарі (наявність високочастотних коливань), тиск на гермоствінку може значно збільшитися. При дії перевантаження $n_y^p \approx 2$ внаслідок наявності високочастотних коливань палива тиск може зрости у 2 чи 3 рази.

8. Створення тривимірної параметричної моделі нервюри крила

Тривимірні моделі проєктованих конструктивних елементів літака повинні бути параметричними і мати можливість швидко вносити змінення в модель ще на етапі проєктування, доведення конструкції при випробуваннях і при розробленні модифікацій [16].

Тривимірна модель елементів конструкції має зберігати повну параметризацію для закінчених побудов і повну асоціативність, а також забезпечувати базування конструкції елементів конструкції крила по його теоретичному контуру (майстер-геометрія).

Використання тривимірних параметричних моделей конструктивних елементів планера літака дозволяє підвищити якість складання і узгодження завдяки зменшенню кількості етапів передачі розмірів.

У цьому розділі описується метод створення тривимірної параметричної моделі силової нервюри крила літака транспортної категорії з використанням комп'ютерно-інтегрованої системи Siemens NX.

При створенні тривимірної параметричної моделі силових нервюр крила потрібно підготувати такі моделі:

- майстер-геометрія консолі крила (або модель теоретичної поверхні консолі крила, яка визначає всі точки, що лежать на поверхні консолі, рис. 21);
- модель розподілу простору консолі крила (рис. 22);
- модель геометрії всього виробу (аналітичні стандарти всіх деталей, монтажні кронштейни і включаючи саму нервюру).

На рис. 24 наведено структурну схему методу тривимірного параметричного моделювання конструктивних елементів нервюр крила літака транспортної категорії з використанням комп'ютерно-інтегрованої системи Siemens NX.

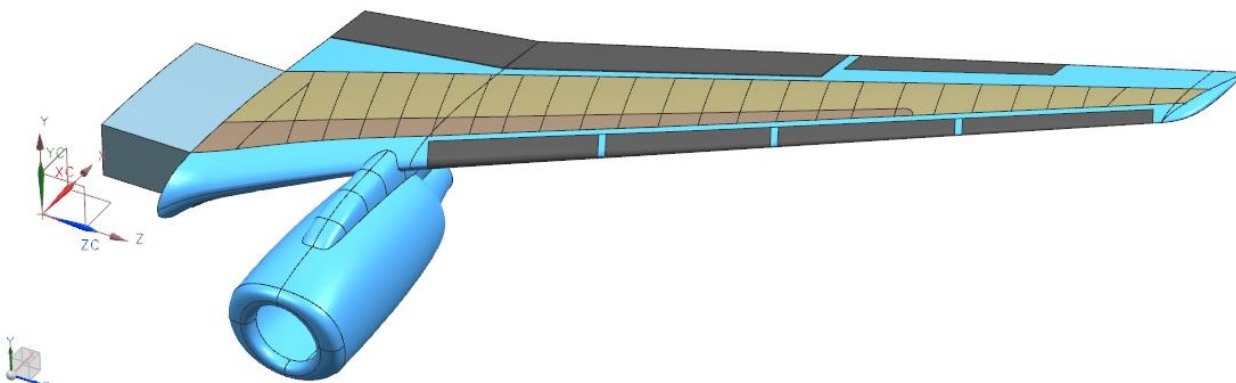


Рис. 21. Модель майстер-геометрії консолі крила літака транспортної категорії

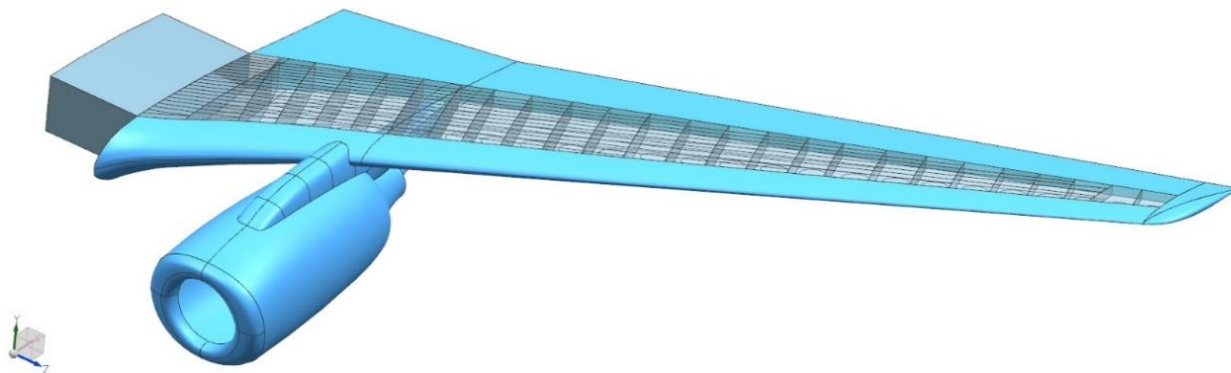


Рис. 22. Фрагмент моделі розподілу простору консолі крила

Перш ніж приступити до створення тривимірної моделі силового ребра, слід визначитися з еталонною геометрією, яка знадобиться для побудови. Цю геометрію можна назвати граничними умовами для нервюри. Геометрія нервюри пов'язана з ТКК (теоретичним контуром крила), з геометрією передніх і задніх лонжеронів, панелей і стрингерів (рис. 25).

Створення нервюри починається зі створення файлу нервюри в збірці крила. Наступний крок – успадкування необхідної геометрії від загального файлу зборки консолі крила.

Для цього клацніть правою кнопкою миші по створеному файлу нервюри і виберіть Make Work Part. За допомогою функції WAVE Geometry Linker вказуємо необхідну геометрію для побудови. Через Assembly Navigator клацаємо правою кнопкою миші по файлу нервюри, вибравши пункт Make Displayed Part, що зробить файл нервюри робочим файлом. Після цього нервюру буде виведено в окреме вікно, де можна зробити параметричну побудову нервюри, зокрема, створення ескізів нервюри і настройку геометричних розмірів (рис. 23).

Name	Formula	Value	Units	Type	Comment	Chk
gap_rib_and_s...	1	1	mm	Num...		
H_str_lw	65	65	mm	Num...		
H_str_up	60	60	mm	Num...		
r_flange	5	5	mm	Num...		
r_rib	12	12	mm	Num...		
t_rib	5	5	mm	Num...		
t_rib_flange	4	4	mm	Num...		
w_flange	25	25	mm	Num...		

Рис. 23. Таблиця змінних виразів конструктивних параметрів нервюри

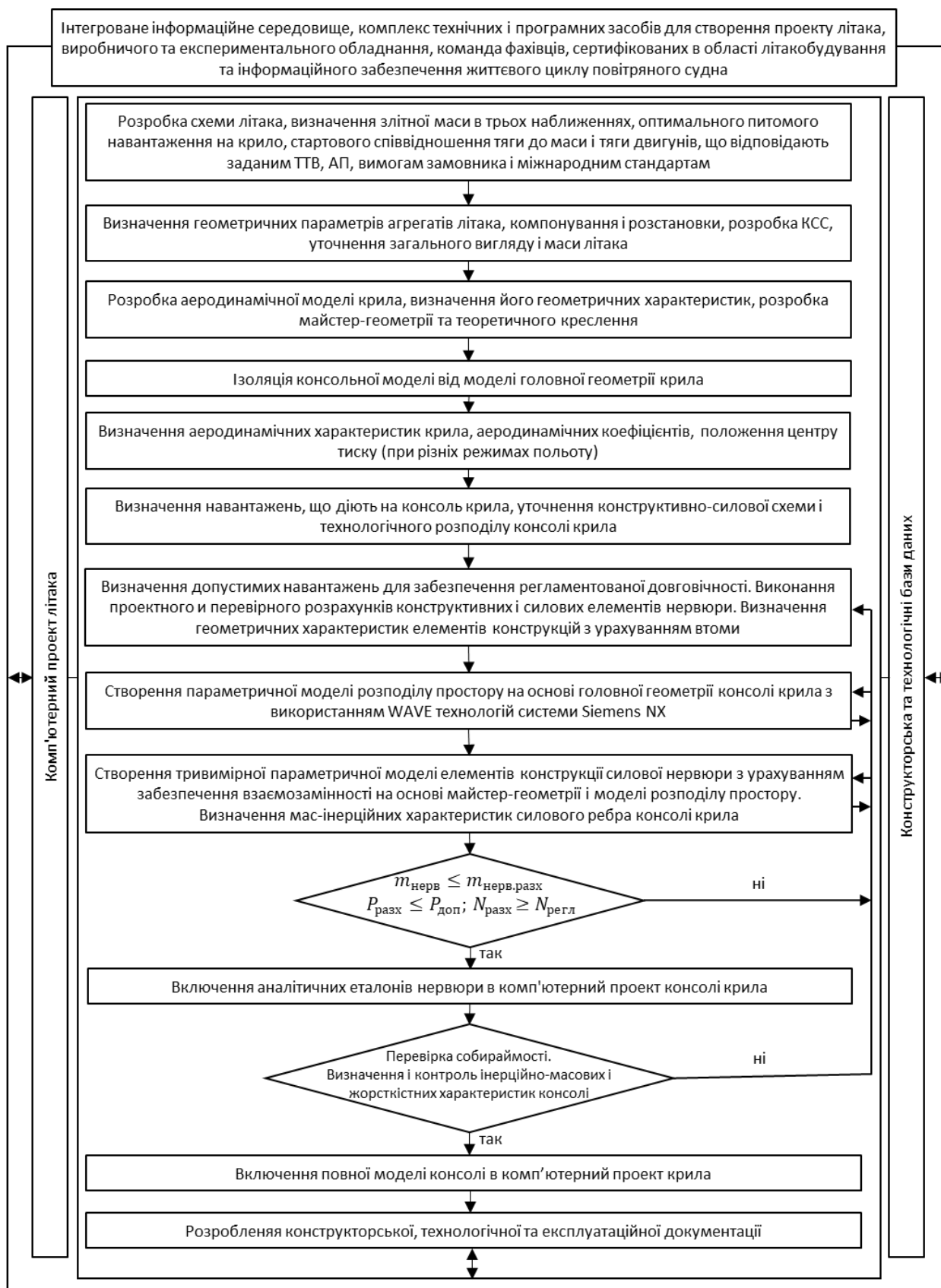


Рис. 24. Структурна схема методу тривимірного параметричного моделювання конструктивних елементів нервюри крила літака транспортної категорії

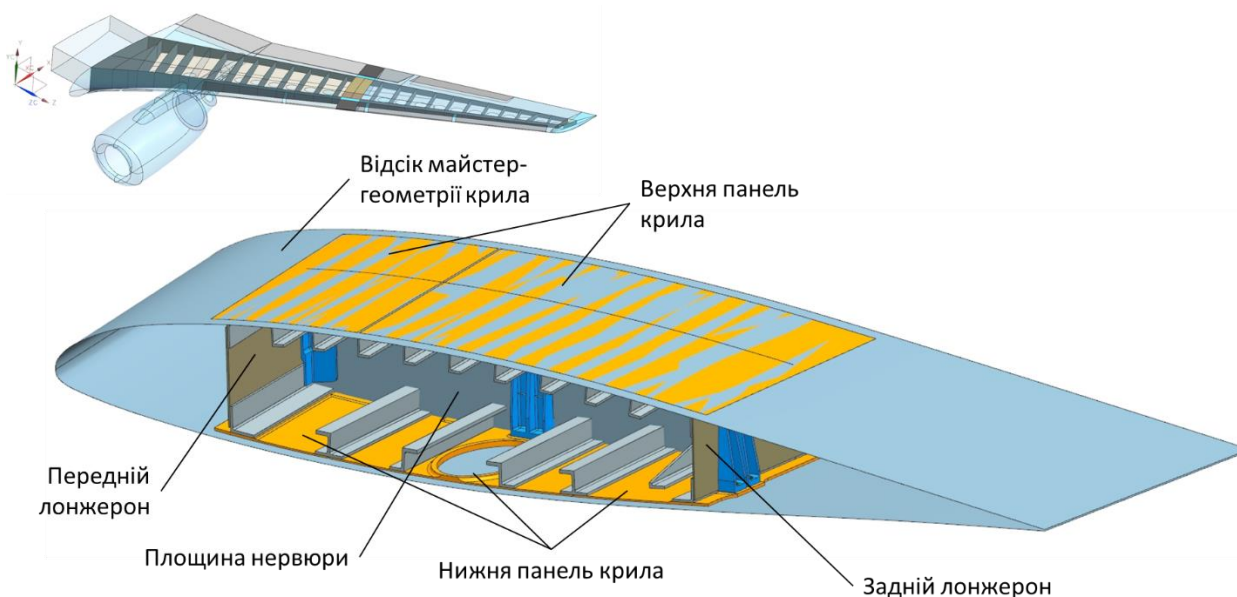


Рис. 25. Еталонна геометрія для побудови нервюри

У результаті побудови отримаємо параметричну модель силової нервюри крила (рис. 26 рис. 27). Надалі оцінюється міцність нервюри і за потреби вносяться корективи геометрії для досягнення міцності при мінімальній масі деталі.

Для оцінювання масоінерційних характеристик нервюри скористаємося вбудованою функцією Measure Bodies, для чого слід направити мишу на модель нервюри. Після цього система видає вікно з параметрами моделі.

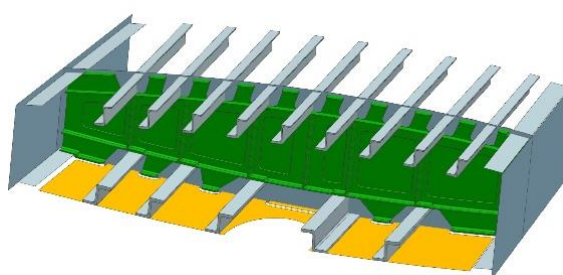


Рис. 26. Тривимірна модель нервюри з еталонною геометрією

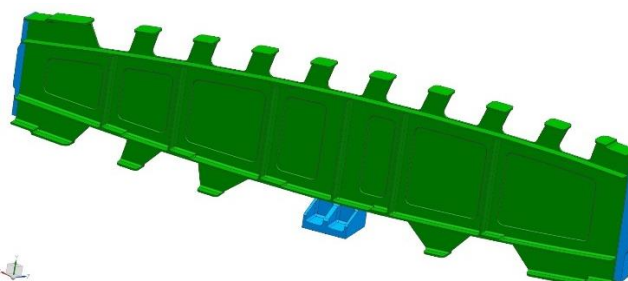


Рис. 27. Тривимірна параметрична модель нервюри

Висновки

Проведено аналіз конструктивних особливостей конструкції нервюри крила літака транспортної категорії. Розглянуто метод проектування силової нервюри з визначенням основних геометричних параметрів з урахуванням статичної міцності. Були визначені ВСФ, що діють на силову нервюру літака транспортної категорії від аеродинамічних, масових і сконцентрованих навантажень.

У результаті використання механізації в секції крила виникає крутий момент, який змінює напружено-деформований стан крила (спричинений додатковим навантаженням, що діє на силову нервюру). Як показано в статті [7], при використанні засобів механізації в режимі зльоту перерізуювальна сила та

згинальний момент збільшується в 2 рази порівняно з крейсерським режимом польоту, а крутний момент – 6 разів. Для визначення сил, що діють від механізації крила, використовувалися аеродинамічні характеристики і положення центру тиску, отримані за допомогою програмного забезпечення ANSYS [10].

Розроблено метод тривимірного параметричного моделювання силової фрезерованої нервюри крила з використанням комп'ютерно-інтегрованої системи Siemens NX, що дозволяє значно скоротити етап моделювання типових елементів конструкції планера літака, використовуючи створену тривимірну параметричну модель типового конструктивного елемента.

Список літератури

1. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций : монография / А. Г. Гребеников. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2006. – 532 с.

2. An optimization of part distortion for a structural aircraft wing rib: An industrial workflow approach / L. Barcenas, E. Ledesma-Orozco, S. Van-der-Veen, F. Reveles-Arredondo, E. A. Rodríguez-Sánchez // CIRP Journal of manufacturing science and technology. – 2020. – 28. – P. 15 – 23. – doi:10.1016/j.cirpj.2020.01.007.

3. Bennaceur, M. A. Wing rib stress analysis and design optimization using constrained natural element method. / M. A. Bennaceur, Y. Xu, H. Layachi // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. – 2017. – 234 p. – 012018. – doi:10.1088/1757-899X/234/1/012018.

4. Kalavagunta, V. Wing rib stress analysis of DLR-F6 Aircraft / V. Kalavagunta, S. Hussain // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2018. – 455 p. – 012033. – doi:10.1088/1757-899X/455/1/012033.

5. Метод трехмерного параметрического моделирования пояса сборной нервюры крыла самолета транспортной категории с помощью компьютерной интегрированной системы Siemens NX / Л. Ю. Буйвал, А. В. Каламбет, Р. В. Гостудим, А. М. Гуменный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». Харьков, 2013. – Вып. 60. – С. 5 – 18.

6. Гребеньков, О. А. Конструкция самолетов : Учебн. пособие для авиац. ВУЗов / О. А. Гребеньков. – М. : Машиностроение. 1984. – 240 с.

7. Гребеников, А. Г. Анализ нагрузок функционирования отъёмной части крыла самолета транспортной категории / А. Г. Гребеников, Д. Ю. Жиряков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2021. – Вып. 89. – С. 4 – 20. – doi:10.32620/oikit.2020.89.01.

8. Blake, W. Jet transport performance methods; The performance training group flight operations engineering Boeing Commercial Airplane, 2009.

9. Чепурных, И. Прочность конструкций летательных аппаратов: учебное пособие / И. Чепурных // Космомольск-на-Амуре : ФГБОУ ВПО «КНАГТУ». – 2013.

10. Гребеников, А. Г. Метод определения характеристик общего напряжённо-деформированного состояния в силовых элементах консоли крыла в зависимости от нагрузок функционирования / А. Г. Гребеников, Д. Ю. Жиряков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т».

Харьков, 2021. – Вып. 92. – С. 26 – 40. – doi:10.32620/oikit.2021.92.03.

11. Евсеев, Л. А. Расчет на прочность крыла большего удлинения : учебн. пособие / Л. А. Евсеев. – Харьков: «ХАИ», 1985. – 106 с.

12. Справочная книга по расчету самолета на прочность. Первое издание / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров, Я. Я. Суздальцев // М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1954.

13. Скопинцев, Б. И. Напряженное состояние стреловидного крыла : учебн. пособие / Б. И. Скопинцев, Ю. Е. Бушков // Харьков : ХАИ, 1991. – 64 с.

14. Зайцев, В. Н. Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков // Київ : Вища шк., 1978. – 488 с.

15. Кан, С. Н. Расчет самолета на прочность / С. Н. Кан, И. А. Свердлов. – 5 издание. // М : Машиностроение, 1966. – 520 с.

16. Проектирования конструкций самолетов : учебн. для студентов вузов, обучающихся по специальности “Самолетостроение” / Е. С. Войт, А. И. Ендогур, З. А. Мелик-Саркисян, И. М. Алявдин // М : Машиностроение, 1987. – 415 с.

17. Матусевич, В. И. Концепция и планы комплексного решения задач автоматизированного проектирования, технологической подготовки и управления самолетостроительным производством. Технологические системы / В. И. Матусевич, Ю. Р. Бойко. – Харьков: «ХАИ», 1999. – С. 77 – 82.

References

1. Grebenikov, A. G. Metodologiya integrirovannogo proektirovaniya i modelirovaniya sbornyh samoletnyh konstrukcij : monografiya / A. G. Grebenikov. – Harkov : Nac. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «Harkov. aviac. in-t», 2006. – 532 s.

2. An optimization of part distortion for a structural aircraft wing rib: An industrial workflow approach / L. Barcenas, E. Ledesma-Orozco, S. Van-der-Veen, F. Reveles-Arredondo, E. A. Rodriguez-Sanchez // CIRP Journal of manufacturing science and technology. – 2020. – 28. – P. 15 – 23. – doi:10.1016/j.cirpj.2020.01.007.

3. Bennaceur, M. A. Wing rib stress analysis and design optimization using constrained natural element method. / M. A. Bennaceur, Y. Xu, H. Layachi // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. – 2017. – 234 r. – 012018. – doi:10.1088/1757-899X/234/1/012018.

4. Kalavagunta, V. Wing rib stress analysis of DLR-F6 Aircraft / V. Kalavagunta, S. Hussain // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2018. – 455 r. – 012033. – doi:10.1088/1757-899X/455/1/012033.

5. Metod trehmernogo parametriceskogo modelirovaniya poyasa sbornoj nervyury kryla samoleta transportnoj kategorii s pomoshyu kompyuternoj integrirovannoj sistemy Siemens NX / L. Yu. Bujval, A. V. Kalambet, R. V. Gostudim, A. M. Gumennyj // Otkrytye informacionnye i kompyuternye integrirovannye tehnologii : sb. nauch. tr. Nac. aerokosm. un-ta im. N. E. Zhukovskogo «Harkov. aviac. in-t». Harkov, 2013. – Vyp. 60. – S. 5 – 18.

6. Grebenkov, O. A. Konstrukciya samoletov : Uchebn. posobie dlya aviac. VUZov / O. A. Grebenkov. – M. : Mashinostroenie. 1984. – 240 s.

7. Grebenikov, A. G. Analiz nagruzok funkcionirovaniya otyomnoj chasti kryla samoleta transportnoj kategorii / A. G. Grebenikov, D. Yu. Zhiryakov // Otkrytye informacionnye i kompyuternye integrirovannye tehnologii : sb. nauch. tr. Nac. aerokosm. un-ta im. N. E. Zhukovskogo «Harkov. aviac. in-t». – Harkov, 2021. – Vyp. 89. – S. 4 – 20. – doi:10.32620/oikit.2020.89.01.

8. Blake, W. Jet transport performance methods; The performance training group flight operations engineering Boeing Commercial Airplane, 2009.
9. Chepurnyh, I. Prochnost konstrukcij letatelnyh apparatov: uchebnoe posobie / I. Chepurnyh // Kosmomolsk-na-Amure : FGBOU VPO "KnAGTU". – 2013.
10. Grebenikov, A. G. Metod opredeleniya harakteristik obshego napryazhyonno-deformirovannogo sostoyaniya v silovyh elementah konsoli kryla v zavisimosti ot nagruzok funkcionirovaniya / A. G. Grebenikov, D. Yu. Zhiryakov // Otkrytye informacionnye i kompyuternye integrirovannye tehnologii : sb. nauch. tr. Nac. aerokosm. un-ta im. N. E. Zhukovskogo «Harkov. aviac. in-t». Harkov, 2021. – Vyp. 92. – S. 26 – 40. – doi:10.32620/oikit.2021.92.03.
11. Evseev, L. A. Raschet na prochnost kryla bolshego udlineniya : uchebn. posobie / L. A. Evseev. – Harkov: «HAI», 1985. – 106 s.
12. Spravochnaya kniga po raschetu samoleta na prochnost. Pervoe izdanie / M. F. Astahov, A. V. Karavaev, S. Ya. Makarov, Ya. Ya. Suzdalcev // M. : Gosudarstvennoe izdatelstvo oboronnoj promyshlennosti, 1954.
13. Skopincev, B. I. Napryazhennoe sostoyanie strelovidnogo kryla : uchebn. posobie / B. I. Skopincev, Yu. E. Bushkov // Harkov : HAI, 1991. – 64 s.
14. Zajcev, V. N. Konstrukciya i prochnost samoletov / V. N. Zajcev, V. L. Rudakov // Kiyiv : Visha shk., 1978. – 488 s.
15. Kan, S. N. Raschet samoleta na prochnost / S. N. Kan, I. A. Sverdlov. – 5 izdanie. // M : Mashinostroenie, 1966. – 520 s.
16. Proektirovaniya konstrukcij samoletov : uchebn. dlya studentov vuzov, obuchayushihsia po specialnosti "Samoletostroenie" / E. S. Vojt, A. I. Endogur, Z. A. Melik-Sarkisyan, I. M. Alyavdin // M : Mashinostroenie, 1987. – 415 s.
17. Matusevich, V. I. Konceptsiya i plany kompleksnogo resheniya zadach avtomatizirovannogo proektirovaniya, tehnologicheskoy podgotovki i upravleniya samoletostroitelnyim proizvodstvom. Tehnologicheskie sistemy / V. I. Matusevich, Yu. R. Bojko. – Harkov: «HAI», 1999. – S. 77 – 82.

Надійшла до редакції 14.04.2023, розглянута на редколегії 14.04.2023

Method for designing and parametric modeling of the wing main rib of a transport category aircraft

The creation of any structural element begins with the design of basic geometric parameters. In the article, the method of designing and determining the main elements of the structure of the main ribs of the wing with conditions of static strength were reviewed, and a method of three-dimensional parametric modeling was developed. The rib is one of the most important elements of the wing, which act significant flight loads, and the main ribs additionally act concentrated forces. The article analyzed the design features of the rib design of the wing of the transport category aircraft. An analysis of the current loads on the main rib was performed, shear and bending diagrams were determined. During realize high-lift devices, the aerodynamic flow of the wing changes significantly, which leads to a change in the stress-strain state of the wing. This relates not only to the increase in lift due to a change in the curvature of the wing and an increase in the wing area, but also due to a change in the position of the center of pressure relative to the chord of the wing. Therefore, to determine the loads, the aerodynamic characteristics, obtained by the numerical method in the ANSYS program, were used. In order to remain competitive, the aviation company needs to

ensure the high quality of the manufactured equipment, its quick modernization and modification or change of the model series. The use of CAD/CAM/CAE/PLM systems at all stages of the life cycle of aviation parts, including the design and production stages, can significantly improve the quality of the created parts and reduce the cost of performing work related to design and production, while maintaining high rates of work. The method of three-dimensional parametric modeling of the main machined wing rib was developed using the Siemens NX computer integrated system, which allows to significantly reduce the stage of modeling typical elements of the aircraft airframe structure using the created three-dimensional parametric model of a typical structural element.

Key words: rib; center of pressure; shear and bending diagrams; critical stress; bulkhead; parametric model; master geometry; model of space distribution.

Відомості про автора:

Жиряков Дмитро Юрійович – аспірант каф. 103 «Проектування літаків та вертольотів», Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Україна, d.zhyriakov@khai.edu, ORCID 0000-0002-7720-8219.

About the Author:

Dmytro Zhyriakov – post-graduate students of the Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University named after M. Ye. Zhukovsky “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, d.zhyriakov@khai.edu, ORCID 0000-0002-7720-8219.