

doi: 10.32620/oikit.2023.97.09

УДК 629.7.01 Sun Yifang, В. Є. Василевский О. О. Вендін, О. Г. Гребеніков

## Метод проектувального розрахунку на міцність поперечного стику панелей від'ємної частини крила та центроплана транспортного літака

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ»*

У зв'язку з обмеженням габаритів силових елементів конструкції крила, що моделюється, і можливістю збільшення їх перерізів у зоні поперечного стику лише з внутрішньої сторони виникає необхідність ще на етапі моделювання знайти ефективне рішення щодо конструкції, маси стику, а також його статичної міцності. У статті подано метод та його застосування на прикладі поперечного аналізу для проектувального розрахунку конструкції фланцевого з'єднання центроплана з від'ємною частиною крила (ВЧК) транспортного літака. Метод базується на розрахунку напружень, спричинених дискретністю передачі зусиль між елементами. У методі розрахунку спрощена статично невизначена модель стику отримана відповідно до геометричних характеристик і характеристик передачі зусиль кожної вузлової секції в конструкції фланцевого з'єднання. Під час розрахунків визначаються: епюри згинального моменту та осьових сил, отриманих за методом сил, розподіл силових навантажень на кожній ділянці моделі для подальшого аналізу запасу статичної міцності. Отримані результати розрахунку порівнюються з вимогами норм льотної придатності, щоб визначити, чи відповідають вони проектним вимогам. Для компонентів з більшою статичною міцністю або таким що не відповідають вимогам рекомендується додатково змінити параметри конструкції для забезпечення ефективної конструкції стику центроплана з ВЧК літака і подальшого повторного розрахунку. Використовуваний метод розрахунку має практичну цінність як попередній інженерний аналіз.

Геометричні характеристики стику центроплана з від'ємною частиною крила змодельовані за допомогою системи CAD/CAM/CAE CATIA.

**Ключові слова:** транспортний літак; фланцеве з'єднання; розрахунок на міцність; запас статичної міцності.

### Вступ

У з'єднанні центроплана транспортного літака з від'ємною частиною крила (рис. 1) застосовують фланцеве з'єднання. Панелі моноблочного та кесонного крил літаків транспортної категорії сприймають та передають на центроплан сумарні навантаження: вигину, зсуву та кручення. Через змінення жорсткості деталей, елементів з'єднання, і точкового характеру передачі зусилля в елементах з'єднань спричиняється концентрація напруження яка потребує додаткового місцевого потовщення елементів поперечного стику панелей крила та центроплана. Однак обмеження розмірів теоретичного профілю крила дозволяє збільшувати поперечний переріз тільки з внутрішньої сторони панелі крила, що робить передачу зусилля ексцентричною та призведе до додаткових вигинів елементів конструкції крила. Щоб гарантувати, що з'єднання не буде пошкоджено за наявності значного ексцентриситету у процесі передачі зусиль, площа поперечного перерізу несучого елемента повинна бути збільшена, тільки там, де це необхідно, без збільшення маси конструкції літака в цілому.

При проектуванні необхідно створити стикові фітинги, здатні передати у місцях стикування усі зусилля на центроплан, які знімаються з обшивки та стрингерів.

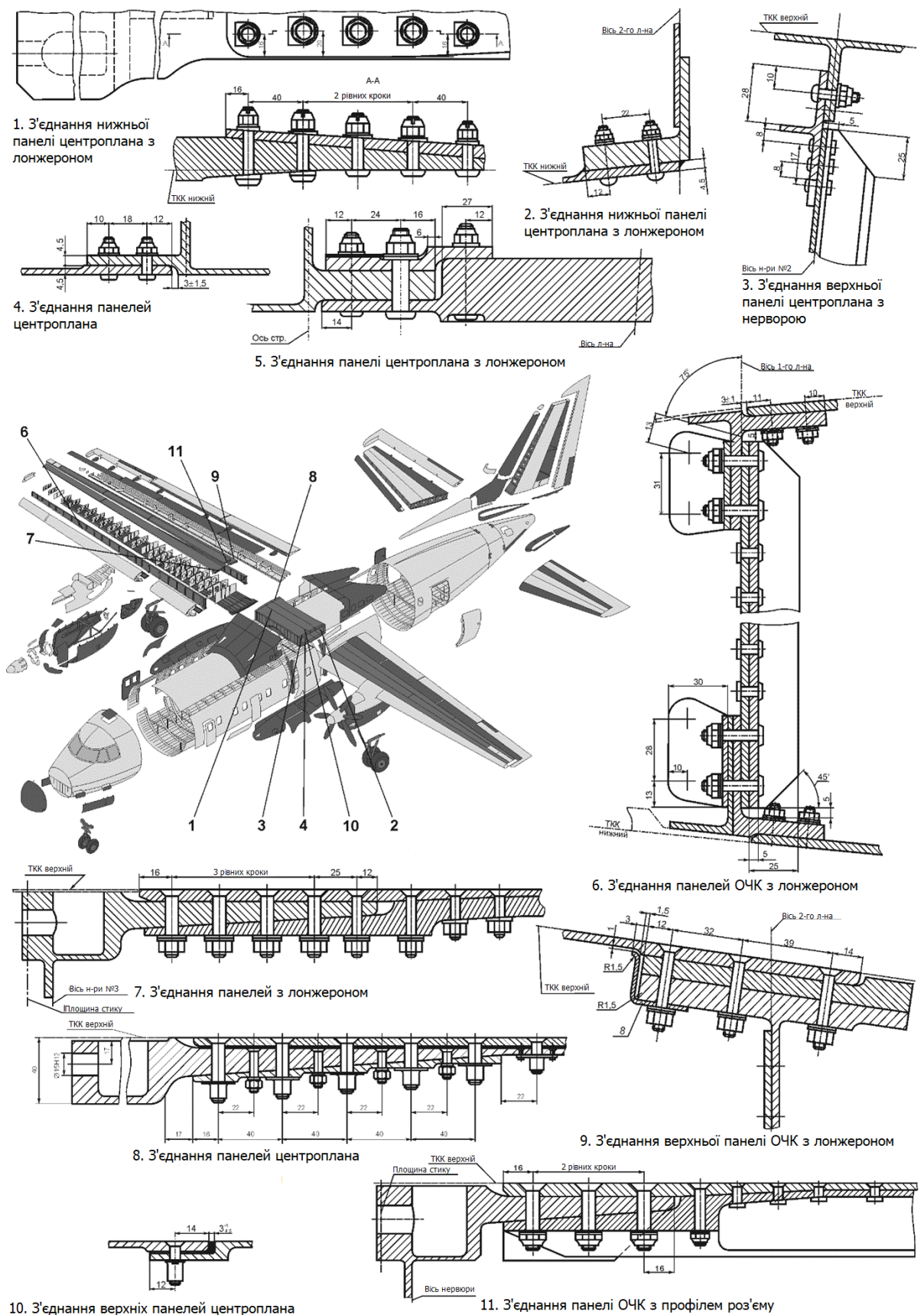


Рис. 1. Типові болтові з'єднання панелей крила та центроплана транспортного літака

Такі фітинги можна проектувати як єдине ціле з поясом бортової нервюри. У фітинги в отвори або через прорізи вставляються стикові розривні болти. У разі фланцевого з'єднання фітинги (профілі роз'єму) крила та центроплана з'єднуються між собою за допомогою сталевих болтів великого діаметра (рис. 1 та 3). Для установа та затягування болтового з'єднання створюються колодязі з урахуванням затягування динамометричним тар ключем. Шайби болтового з'єднання виконані циліндричної форми з метою зменшення концентрації напружень. Всі ці елементи конструкції приводять до неоднорідності жорсткості та ускладнення розрахунку міцності з'єднання.

Таким чином, проектувальний розрахунок міцності стику панелей крила та центроплану спрощується до розрахунку площі перерізів елементів конструкції балки з нелінійною віссю жорсткості, що супроводжується зміною їх граничних умов. Щоб забезпечити вимоги норм льотної придатності літака, необхідно проаналізувати в з'єднанні діючі силові схеми навантаження, а також забезпечити запас статичної міцності кожного елемента.

## **1. Проектувальний розрахунок фланцевого стику силових панелей крила та центроплана**

### **1.1 Вихідні дані та результати розрахунків**

Вихідні дані:

1) механічні характеристики матеріалів: панелей, профілів роз'єму, кожного з кріпильних елементів;

2) величина поздовжнього зусилля, що припадає на з'єднання, рівні нормальних напружень у поперечних перерізах регулярних зон панелей стику, отримані з силового розрахунку поздовжнього набору крила на нормовані статичні навантаження;

3) відповідна креслярська документація.

За результатами проведення розрахунків:

1) вибирається ефективна конфігурація поперечних перерізів з'єднаних панелей, і профілів розніму у зоні стику;

2) вибирається необхідна кількість та міцність кріпильних елементів у з'єднаннях панелі з профілями розніму та стиковальних болтів.

### **1.2 Креслярська документація**

Як зразок для розрахунку взята модель з'єднання ВЧК та центроплана транспортного літака. Фрагмент тривимірною з'єднання центроплана в зборці з від'ємною частиною крила показано на рисунку 2.

Також за основу взято стандартну специфікацію транспортного літака для більш поглибленого вивчення конструктивних та масових характеристик крила та центроплана. При проектуванні конструкції фланцевого з'єднання розмірні параметри кожного компонента, механічні властивості матеріалів і граничні умови компонентів будуть впливати на його міцність. Щоб точно розрахувати запас міцності конструкції фланцевого з'єднання, ці вихідні дані мають бути чітко відомими перед розрахунком.

Панелі моноблочних та кесонних крил сприймають напруження від згину, зсуву та кручення, тому важливим конструктивним фактором при їх проектуванні є проектування фітингів, які зможуть передавати в зоні розніму всі зусилля на центроплан або невід'ємну частину крила. При цьому виникають значний

ексцентриситет в передачі зусиль та місцеві згинальні моменти в перерізах стику. Це потребує локального потовщення перерізів елементів конструкції стику.

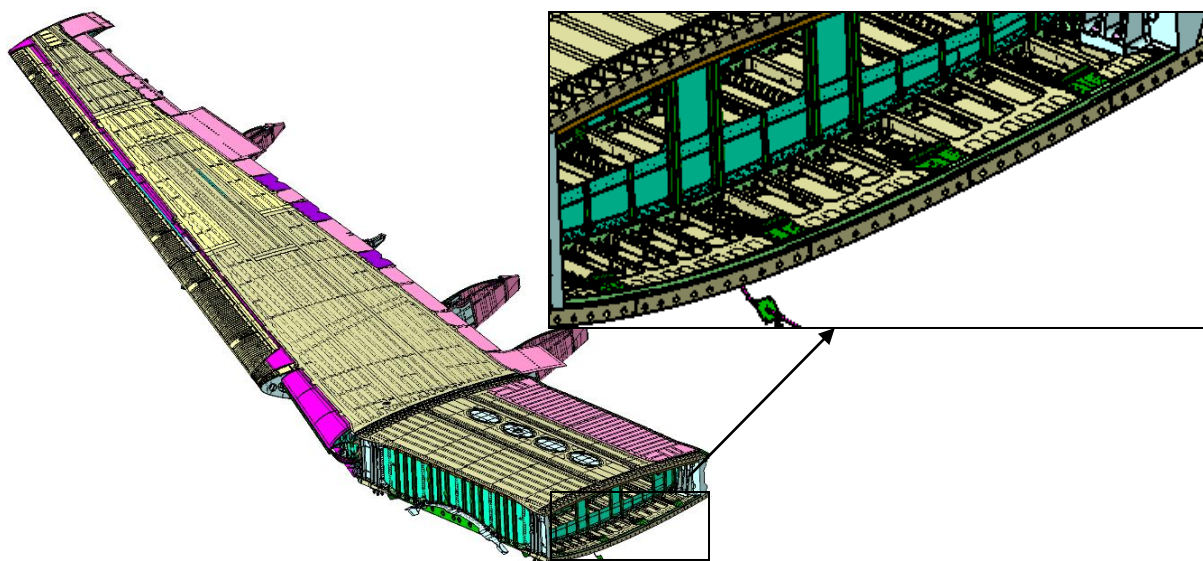


Рис. 2. Фрагмент моделі з'єднання ВЧК та центроплана літака

Для панелі ці з'єднання виконано у вигляді стикових фітингів (профілів різного), які заводяться під панель та знімають зусилля з обшивки та стрингерів.

Для стисненої панелі з'єднання розрахунок ведеться на передачу стискальних зусиль упором фланців зістикованих частин.

Болти верхнього фітинга мають забезпечувати затягування стику для передачі тертям частини обертального моменту, а також міцність на відрив при навантаженнях зворотних випадків.

Стик нижніх панелей має забезпечити передачу 100 % навантажень від згинального та обертального моментів.

Насамперед необхідно знати чи визначити параметри навантажень що діє на крило, поперечну силу, згинальний та обертальний моменти крила, отримані в перетині стикування крила з центропланом. З трьох силових факторів  $M_{зг}$ ,  $Q$ ,  $M_{кр}$ , що діють в поперечному перерізі крила, згинаючий момент є основним силовим фактором.

Крило розглядається як двоопірна балка (з опорами на фюзеляж) з консолями, навантажена розподіленим аеродинамічним навантаженням  $q_e$ , масовим навантаженням  $q_{кр}$  і зосередженими силами від двигунів  $P_{дв}$ . Урівноважуються ці сили реакціями фюзеляжу.

При проектувальному розрахунку стикового з'єднання зусилля розподіляємо між стиковими елементами (болтами):

$$N_b = N_{cm} / n;$$

де  $N_b$  – зусилля на болт верхньої або нижньої панелі;

$n$  – кількість з'єднувальних болтів.

Зона обслуговування одним болтом, дорівнює відстані між болтами.

Проектувальний розрахунок стикового з'єднання верхньої стисненої панелі [8] виконується у такому порядку:

- 1) Знаходимо січення болта за умови розриву від зворотного навантаження (випадок Д, Д'), тобто зусиллям  $N_{б1}$ ;

- 2) Знаходимо навантаження на стик при стисненні зусиллям  $N_6$ . Враховуючи навантаження, розраховуємо з'єднання на зріз. Площу зрізу знаходимо за формулою:

$$F = 2[H\delta + e\delta] = N_6 / \tau_6;$$

де  $H_6$  – висота ділянки, шр зрізали, розраховується з конструктивних зображень;  $e_6$  – величина обирається до необхідного розміру отвору для ключа. Тому з умови зрізу знаходиться розмір  $\delta$ .

$$\delta = N_6 / 2\tau_6(H + e);$$

Для нижньої розтягнутої панелі, болт встановлюється у отвір стику, а не вкладається, як це виконується у верхній панелі. Для встановлення болта колодязі у центроплані подовжено. При проектуванні стику необхідно розрахунок виконувати на зрізі, а також по площині врахувати згин площин силою  $P_6/2$ .

Навантаження розраховують залежно від різниці розподілених навантажень  $q_v$  і  $q_{кр}$

### 1.3 Розрахункова модель фрагмента з'єднання

За об'єкт дослідження взято фрагмент конструкції фланцевого з'єднання між центропланом та відокремленою секцією крила (рисунки 3 та 4).

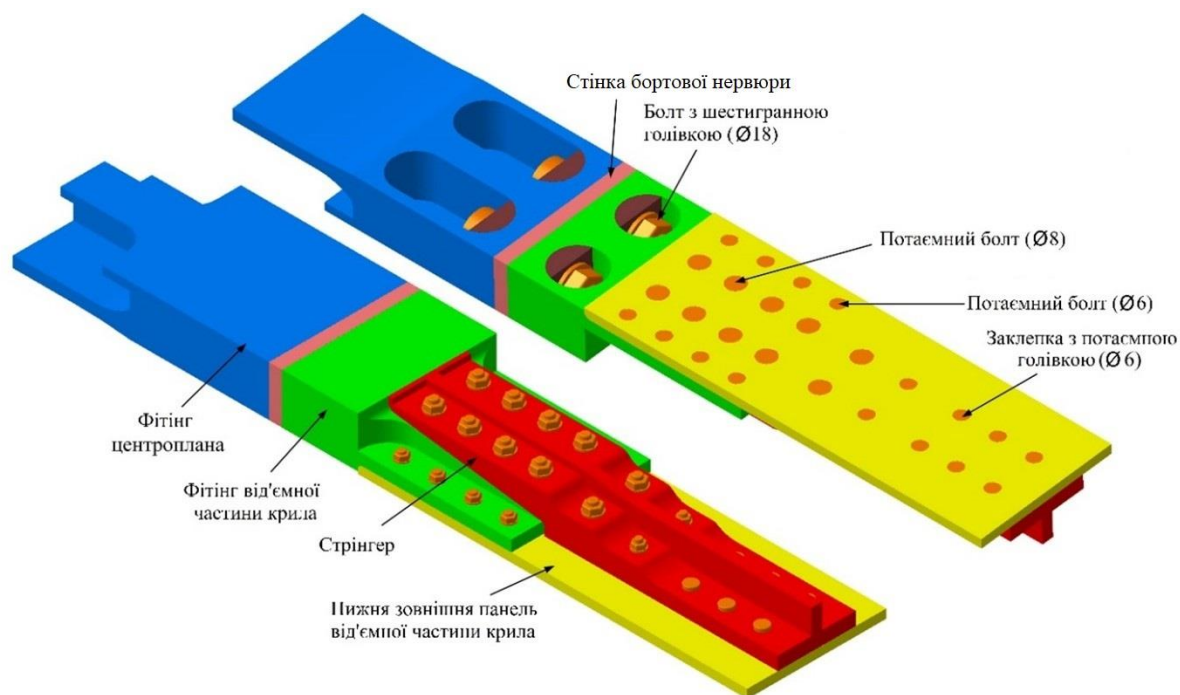


Рис. 3. Фрагмент моделі фланцевого з'єднання у зоні стрингера

Для встановлення болта колодязь у центроплані зроблено під розмір болта. Така конструкція стику панелей має значну концентрацію напружень, за допомогою чого знижується опір утоми з'єднання.

Конструктивні елементи виготовляються із алюмінієвого сплаву Д16Т. Болти з шестигранною голівкою (M18) зі сталі 40ХН2МА, болти з потаємною голівкою (M8 та M6) виготовлені з титанового сплаву ВТ16, заклепки з потайною голівкою виготовлені з алюмінієвого сплаву В65.

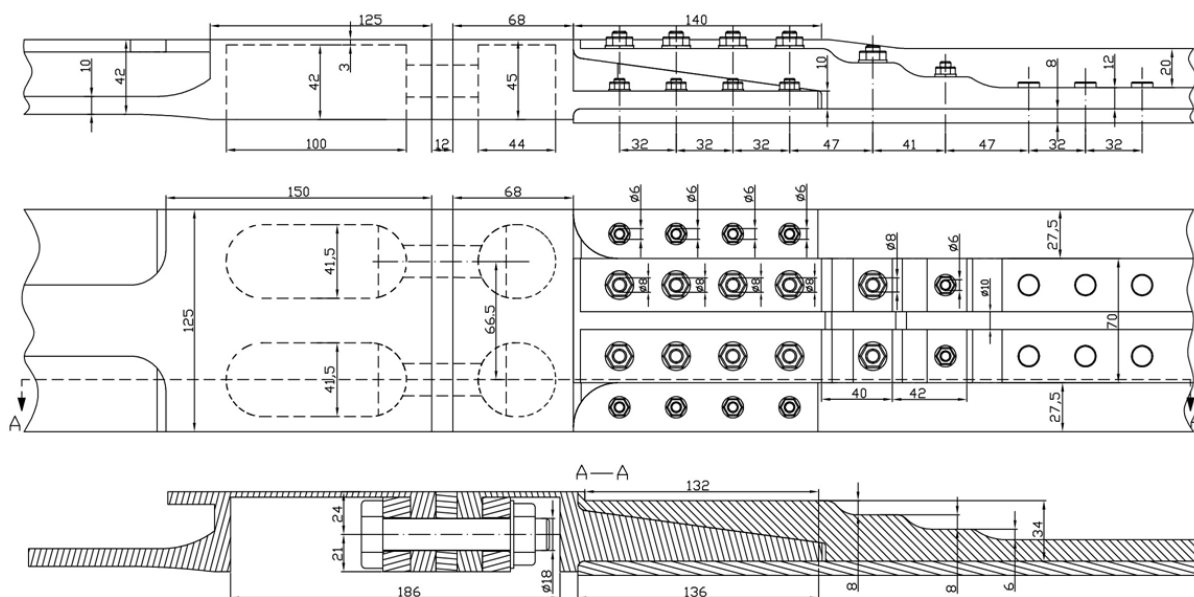


Рис. 4. Розмірні параметри конструкції фланцевого з'єднання

Таблиця 1

Основні характеристики матеріалів

Матеріал	Щільність, kg/m <sup>3</sup>	Модуль пружності, GPa	Границя міцності, МПа	Границя текучості, МПа	Коефіцієнт Пуассона
Д16Т	2780	72	440	300	0.3
ВТ16	4450	115	1100	835	0.35
В65	2800	72	400	330	0.34
40ХН2МА	7850	210	1080	930	0.3

## 2. Послідовність розрахунків

Комбінуючи метод розрахунку фланцевого з'єднання [2,4], спрощений метод силової системи [5] та метод силового розрахунку [6] виконуємо проєктувальний розрахунок на міцність конструкції фланцевого з'єднання (рис. 5).

Згідно з наведеною схемою етапи розрахунку такі:

Етап 1. Поділяють стикове з'єднання на сегменти розрахункової ширини, визначаючи стик на секції, відповідно до площі поперечного перерізу та висотою центру ваги. Для спрощення обчислень сегменти вибирають шириною, що дорівнює кроку елементів з поздовжнього набору або групи елементів.

Етап 2. Щодо поперечного перерізу кожного сегмента типової зони панелі, зони панелей у місці стику та поперечних перерізів профілю розніму, проводять розрахунок геометричних характеристик: площі, висоти центру ваги, моментів опору перерізів і моментів інерції. Координати центру ваги розраховуються щодо контуру крила що моделюється (дивиться рис. 4).

Якщо поперечний переріз складається з одного або декількох поперечних перерізів з однакових матеріалів, геометричні характеристики будь-якого поперечного перерізу можуть бути безпосередньо обчислені із застосуванням комп'ютерних засобів.

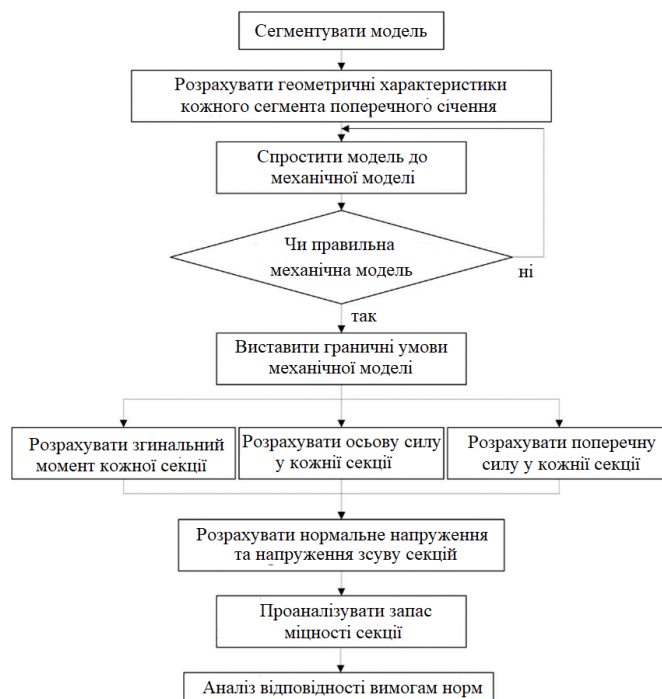


Рис. 5. Порядок проведення проектувального розрахунку на міцність

В іншому випадку можна редукувати перерізи за вибраним базовим матеріалом. За допомогою САТІА створюємо модель поперечного перерізу, ідентичну спроектованій, а потім безпосередньо обчислюємо геометричні характеристики створеної моделі. Слід зазначити, що у процесі створення перерізу система координат має відповідати вихідному перерізу.

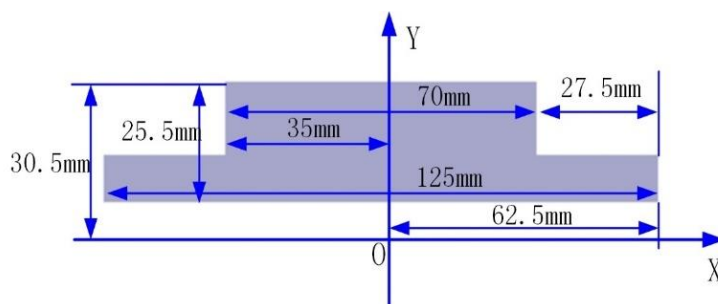


Рис. 6. Поперечний переріз сегмента, виконаний за допомогою САТІА

На рисунку 6 показано поперечний переріз, що відповідає створеному за допомогою САТІА, а на рисунку 7 показаний інтерфейс програми з результатами розрахунку геометричних елементів створеного перерізу.

На рисунку 7:  $F$  – площа поперечного перерізу;  $Y_{sec}$  – висота центру ваги поперечного перерізу щодо теоретичного профілю;  $M_s$  – питома маса або щільність матеріалу, у певному поперечному перерізі;  $J$  – опір матеріалу скручування.

Момент інерції перерізу розраховують так:

$$I = J / M_s, \quad (1)$$

де  $I$  – загальний момент інерції всього поперечного перерізу;

$J, M_s$  – відповідають параметрам з рисунка 6.

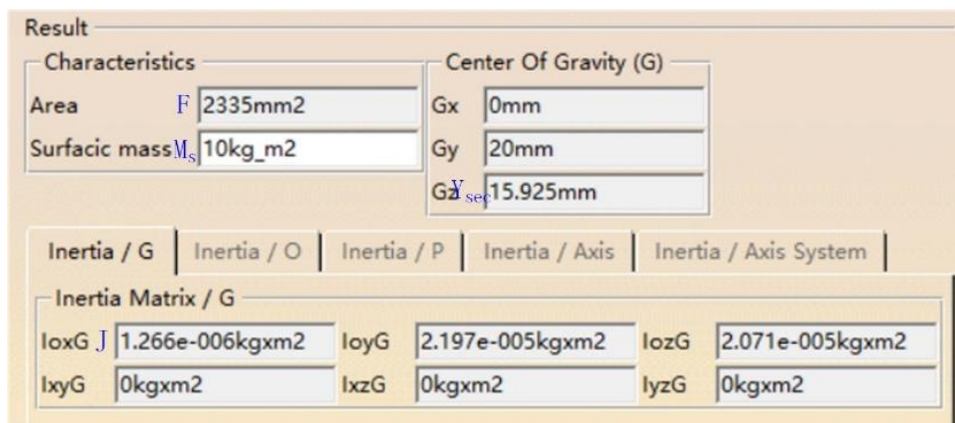


Рис. 7. Фрагмент даних по поперечному перерізу (CATIA)

Якщо поперечний переріз складається з багатокомпонентних поперечних перерізів, а матеріали виробу різні, виконується редукування перерізів до вибраного базового матеріалу. Формули розрахунку площі поперечного перерізу, висоти центру ваги та моменту інерції представлені нижче:

$$F_{sec} = \sum_{i=1}^n (b_i \cdot \delta_i \cdot \phi_i); \quad (2)$$

$$Y_{sec} = \frac{\sum_{i=1}^n (b_i \cdot \delta_i \cdot \phi_i \cdot Y_i)}{F_{sec}}; \quad (3)$$

$$Y_{\Delta i} = Y_{sec} - Y_{end}; \quad (4)$$

$$I_{sec} = \sum_{i=1}^n \left( b_i \cdot \delta_i \cdot \phi_i \cdot Y_{\Delta i}^2 + \frac{b_i \cdot \delta_i^3 \cdot \phi_i}{12} \right); \quad (5)$$

$$\phi_i = E_i / E_0; \quad (6)$$

де  $F_{sec}$  – загальна площа поперечного перерізу;

$b_i$  – ширина  $i$ -го елемента поперечного перерізу;

$\delta_i$  – товщина  $i$ -го елемента поперечного перерізу;

$\phi_i$  – коефіцієнт редукації для  $i$ -го елемента;

$Y_i$  – координата центру тяжіння  $i$ -го елемента перерізу;

$Y_{sec}$  – координата центру ваги  $i$ -го елемента відносно змодельованих координат контуру крила;

$Y_{end}$  – координата центру ваги перерізу типової зони панелі відносно змодельованих координат контуру крила;

$Y_{\Delta i}$  – координата центру ваги  $i$ -го елемента відносно змодельованої вісі дії сили навантаження  $P$ ;

$I_{sec}$  – загальний момент інерції всього поперечного перерізу;

$E_i, E_0$  – модулі пружності  $i$ -го елемента поперечного перерізу та прийнятого за базовий при редукуванні.

Етап 3: За площею кожного поперечного перерізу панелі в типовій зоні та рівнем нормальних напружень типового перерізу панелі, можна визначити



величину поздовжнього навантаження, що діє на з'єднання, яке спрямовано по лінії центрів ваги поперечних перерізів типової зони панелі, та розраховується як:

$$P = F \cdot \sigma, \quad (7)$$

де  $F$  – площа поперечного перерізу панелі в типовій зоні;

$\sigma$  – нормальне напруження;

$P$  – розрахункове навантаження;

Передача зусилля від одного компонента до іншого відбувається не на всьому перерізі панелі, а лише в окремих зонах (через елементи кріплення), з'єднання є структурною зоною, з сукупністю зон з підвищених концентрацій напружень. Локальність передачі зусиль призводить до зниження ефективності використання матеріалів панелей, тому необхідно збільшувати поперечний переріз стику фітинга. Змінення поперечного перерізу панелі призведе до змінення координати центру ваги деталі панелі в області стику, що призведе до локального згинання в стику. Крім того, у фланцевих з'єднаннях панелей вісь з'єднувального болта зазвичай не збігається з лінією дії сили навантаження  $P$ , яка діє в з'єднанні, що також супроводжується локальними згинами.

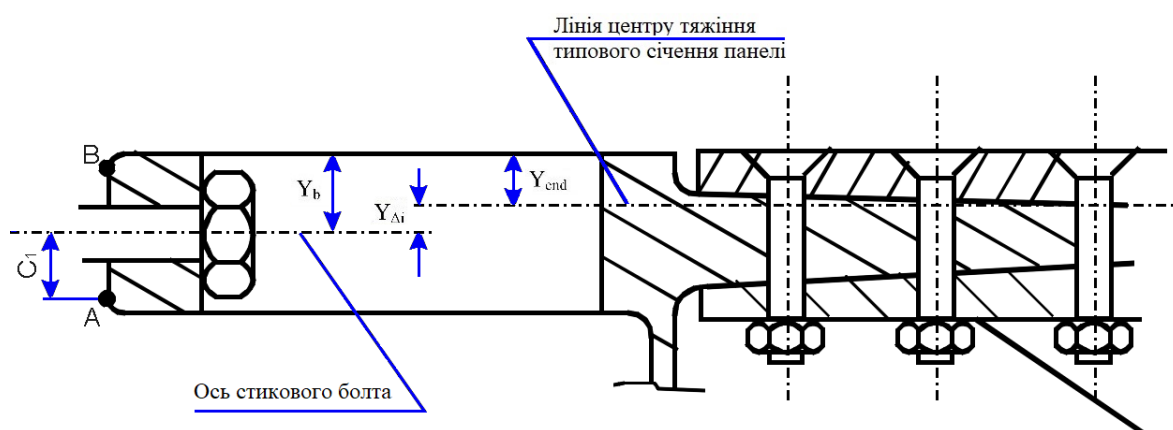


Рис. 8. Схема фланцевого з'єднання центроплана та панелі крила

Через розбіжність осі стикового болта та лінії дії зовнішнього зусилля виконується розкривання навколо точки  $A$ . Слід зазначити, що з'єднання розкриється навколо точки  $B$  при поздовжньому навантаженні. Точки  $A$  і  $B$  – це точки, найбільш віддалені від осі болта, розташовані в площині фланцевого типу (за наявності фаски точки  $A$  і  $B$  знаходяться на початку радіусного закруглення).

Етап 4. Спростимо модель та виконаємо силовий розрахунок з'єднання, подавши з'єднання як раму з опорою на найближчі до стику чотири нервюри. Відповідно до траєкторії передачі зусилля і положення опори в модельній конструкції модель спрощується до структури, поданої у вигляді  $\square$ -рами, (рис. 9, де вісь рами – це лінія передачі сили між центрами ваги поперечних перерізів стику).

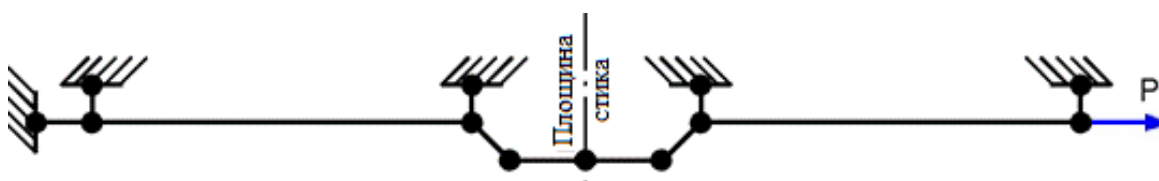


Рис. 9. Схема передачі зусиль

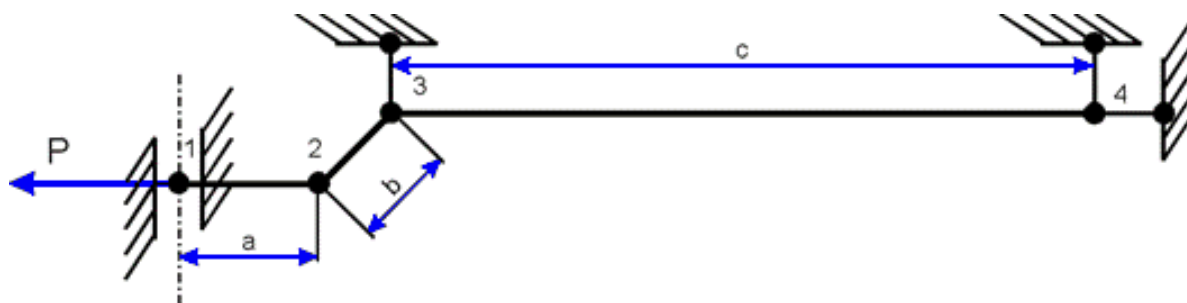


Рис. 10. Розрахункова схема стику

Структурна система є одноразово статично невизначеною (із зайвою невідомою – моментом у площині стику), тому для розрахунку використовуємо метод сил. Вибудовуємо вантажний стан у статично визначеній системі. Результат показано на рисунку 11.

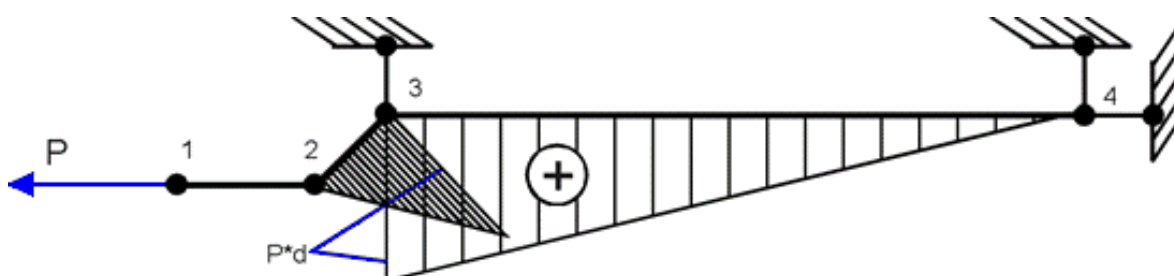


Рис. 11. Епюра згинального моменту від дії навантаження  $P$

Замінюємо звільнене обмеження на невідомий обмежувальний момент  $X_1$  (який не може бути розрахований за допомогою рівняння статичного балансу) і додаємо вихідне навантаження  $M$  для отримання одиничного стану спрощеної конструкції моделі (рис. 12).

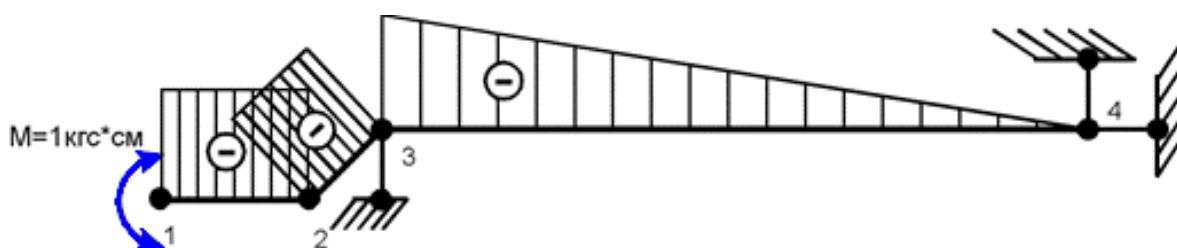


Рис. 12. Епюра згинального моменту від дії одиничного моменту

Розрахуємо коефіцієнти канонічного рівняння

$$\delta_{11} \times x_1 + \Delta_{1P} = 0 \quad (8)$$

Розглянемо, коли конструкція стику виготовлена з матеріалу з однаковим модулем пружності для всіх елементів:

$$\delta_{11} = \frac{1}{E} \left( \frac{a}{I_{1-2}} + \frac{b}{I_{2-3}} + \frac{c}{3I_{3-4}} \right); \quad (9)$$

$$\Delta_{1P} = -\frac{P \cdot d}{E} \left( \frac{b}{2I_{2-3}} + \frac{c}{3I_{3-4}} \right); \quad (10)$$

$$M_{cm} = X_1 = P \cdot d \frac{\frac{b}{2I_{2-3}} + \frac{c}{3I_{3-4}}}{\frac{a}{I_{1-2}} + \frac{b}{I_{2-3}} + \frac{c}{3I_{3-4}}}; \quad (11)$$

де  $I_{1-2}$  – момент інерції стрижня 1-2,  
 $I_{2-3}$  – момент інерції стрижня 2-3,  
 $I_{3-4}$  – момент інерції стрижня 3-4.

Будуємо епюру згинального моменту (рис. 13).

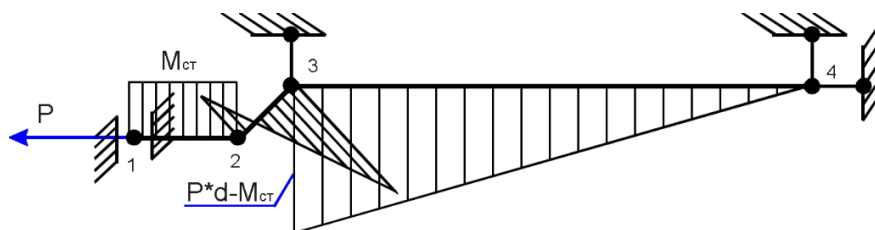


Рис. 13. Епюра згинального моменту

Етап 5: Відповідно до величини поздовжнього зусилля  $N$  та епюри згинальних моментів розраховуємо напруження у точках з максимальними навантаженнями будь-якого з поперечних перерізів стику.

$$\sigma_{sec} = \frac{N}{F_{sec}} \pm \frac{M}{I_{sec}} (Y_i + 0,5\delta_i) \quad (12)$$

У зоні переходу осі жорсткості поздовжня зусилля  $N$  та прорізуючу силу  $Q$  визначаємо так:

$$Q = P \cdot \sin\theta \quad (13)$$

$$N = P \cdot \cos\theta \quad (14)$$

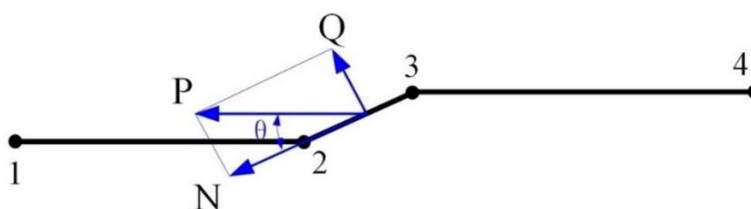


Рис. 14. Схема зусиль

Етап 6. Розрахувати додаткове навантаження стиковального болта фітинга (за наявності напруження від розтягнення з'єднання), загальне навантаження та запас статичної міцності на основі величини згинального моменту в площині з'єднання. Додаткове навантаження на стикові болти

$$P_M = \frac{M}{C_1}, \quad (15)$$

де  $C_1$  – відстань від осі болта до точки упору профілю роз'єму під час відкриття стику (дивіться рис. 8).

Отже, загальне навантаження, що діє на стиковий болт:

$$P_b = P + P_M. \quad (16)$$

За величиною сумарного зусилля розриву стикового болта, виконують розрахунок статичної міцності стикового болта згідно з методикою розрахунку болтових з'єднань [4].

Детальний розрахунок елементів стику також містить в собі розрахунок локальної міцності профілю з'єднання в зоні знаходження стикувальних болтів і розрахунок елементів кріплення профілю розніму з панеллю.

Етап 7: Розрахунок запасу статичної міцності перемичок профілю розніму під шайбами стикувальних болтів (рисунок 15).

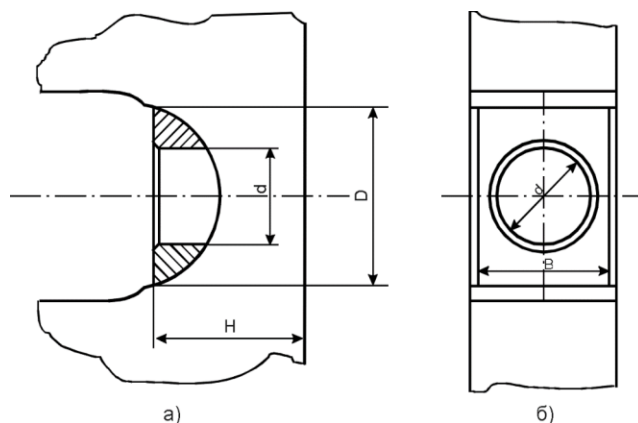


Рис. 15. Схема перемичок профілю розніму під шайбами

Площа зрізу перемички під квадратними та круглими шайбами відповідно:

$$F_s^{\square} = 2 \cdot B \cdot H ; \quad (17)$$

$$F_s^{\circ} = 2,5 \cdot D \cdot H . \quad (18)$$

Максимальне напруження зрізу проміжного з'єднання становить:

$$\tau_s = K_n \frac{P_{\sigma}}{F_s} , \quad (19)$$

де  $K_n$  – коефіцієнт нерівномірності розподілу навантаження.

Для прямокутного перерізу  $K_n = 1.5$ . Отже, запас статичної міцності перемички під шайбою під дією поперечної сили дорівнює:

$$\eta_s = \frac{0,6 \cdot \sigma_{\sigma}}{\tau_s} . \quad (20)$$

Етап 8. Змінання профілю розніму під шайбою та розрахунок запасу статичної міцності.

Площа змінання під квадратними та круглими шайбами відповідно:

$$F_n^{\square} = 0,9 \cdot B \cdot H - \frac{\pi d^2}{4} ; \quad (21)$$

$$F_n^{\circ} = 0,65 \cdot D^2 - \frac{\pi d^2}{4} . \quad (22)$$

Стискальне напруження змінання та запас міцності перемички:

$$\sigma_n = \frac{P_b}{F_n} \quad (23)$$

$$\eta_n = \frac{\sigma_b}{\sigma_n} \quad (24)$$

Етап 9. Аналіз кріплення панелі до профілю розніму.

На виділеній ширині панелі в зоні стику панелі та профілю панелі підраховуємо кількість елементів кріплення. Проводимо перерозподіл діючих у з'єднанні зусиль між елементами кріплення пропорційного до їх жорсткості зрізу.

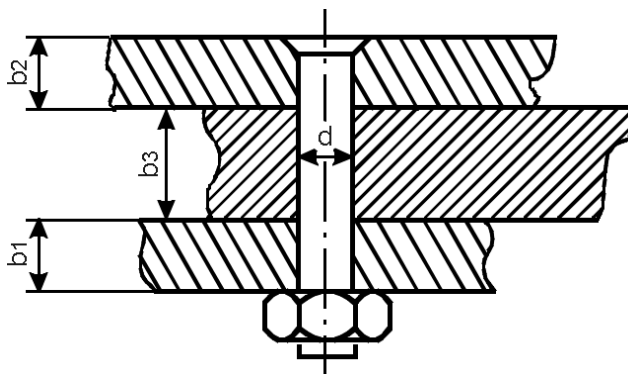


Рис. 16. Схема фланцевого з'єднання та панелі крила

Сумарна жорсткість кріплення зрізу.

$$\mathcal{J}_0 = \sum_{i=1}^n (F_s^i \cdot G_i), \quad (27)$$

де  $F_s^i$  – площа зрізу  $i$ -го елемента кріплення,  
 $G_i$  – модуль зсуву матеріалу  $i$ -го елемента.

При цьому частка зусилля на зріз, що передається елементом кріплення становить:

$$P_i = K_n \frac{F_s^i \cdot G_i}{\mathcal{J}_0} P, \quad (28)$$

де  $K_n$  – коефіцієнт нерівномірного навантаження з'єднувальних елементів у багатоточкових з'єднаннях ( $K_n = 1,25$ ).

Для розрахунку конкретного елемента кріплення на зріз застосовуємо методику розрахунку статичної міцності [4]. Під дією сили навантаження  $P_i$  відбувається зминання матеріалів панелі, з'єднувальних болтів та профілю розніму.

Коли товщина панельного елемента близька до діаметра елемента кріплення, можна припустити, що контакт між болтом та панеллю відбувається по всій товщині панелі, однак якщо  $b_3 \gg d$ , слід припускати, що ефективна товщина контактної майданчика не перевищує дві товщини  $d$ , тобто  $b_v \leq 2d$ .

Площа зминання у зоні контакту

$$F_n = b_v \cdot d. \quad (29)$$

Напруження зминання в зоні контакту

$$\sigma_n = \frac{P_i}{F_n}. \quad (30)$$

Отже, запас статичної міцності фланцевого з'єднання на зминання, за умови нерухомого рознімного контакту:

$$\eta_n = \frac{1.0 \cdot \sigma_{\epsilon}}{\sigma_n}. \quad (31)$$

### Висновок

За допомогою описаного вище методу розрахунку успішно проводиться проектувальний розрахунок запасу статичної міцності кожного компонента стику. За нормами льотної придатності запас статичної міцності конструктивних елементів має становити щонайменше 1,15 [7]. Порівнюючи з отриманими результатами проектного розрахунку коефіцієнти запасу міцності компонентів можуть перевищувати заявлені норми. У цьому випадку деякі елементи конструкції мають зайвий запас статичної міцності. Хоча міркування безпеки є найважливішими для авіаційних компонентів, надмірна міцність та надлишки матеріалів конструкції збільшують вагу конструкції літака, зменшують показник аеродинамічної якості, та відповідно збільшують вартість польоту. Отже, необхідно додатково змінювати геометричні параметри конструкції, щоби забезпечити ефективнішу конструкцію. Крім розрахунку міцності, є необхідність проведення розрахунків на довговічність. Довговічність стику істотно залежить від уточненого розрахунку величин діючих напружень, еквівалентних навантажень навантаженого стану зони конструкції, в типовому польоті, та до обліку розподілу зусиль та згинальної жорсткості при зміні жорсткості окремих ділянок з'єднання від впливу зусиль та концентрацій напруження під елементами кріплення. Точність розрахунку за даним методом безпосередньо залежить від точності попередніх вимірювань вихідних параметрів, діючих сил, і деталізації розбиття розрахункової моделі на зони, що розглядаються.

### Список літератури

1. Grebenikov, A. G. Methodology of integrated designing and modelling of aircraft assembly structures: training guide / A. G. Grebenikov / Kharkov: National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute". – 2010. – 425 с.
2. Якименко, С. И. Расчет поперечного стыка панелей фланцевого и срезного типа: методика / С. И. Якименко / Київ: АНТК «Антонов». – 2000. – 25 с.
3. Василевский, Е. Т. Метод интегрированного проектирования, конструирования и моделирования высокоресурсного фитингового стыка крыла с центропланом самолета транспортной категории / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. Ю. Ефремов, Н. В. Ефремова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2010. – Вып. 46. – С. 277 – 292.
4. Гребеников, А. Г. Вопросы проектирования срезных болтовых соединений крыла с учетом выносливости / А. Г. Гребеников, Л. Д. Арсон / Национальный аэрокосмический университет «Харьк. Авиаци. инст.» – 1981. – 112 с.
5. Zhang Shaoshi. New Material Mechanics / Zhang Shaoshi. // Machinery Industry Press – 2010. – 374 с.
6. Liu Shikui. Structural Mechanics / Liu Shikui // Tsinghua University Press, 2008. – 204 с.
7. Василевский, Е. Т. Основные положения воздушного кодекса Украины и

норм летной годности самолетов транспортной категории / Е. Т. Василевский, В. А. Гребеников, В. Н. Николаенко / Харьков: Национальный аэрокосмический университет "Харьковский авиационный институт". – 2006. – 331 с.

8. Войт, Е. С. Проектирование конструкций самолетов: Учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Самолетостроение» / Е. С. Войт, А. И. Ендогур, З. А. Мелик-Саркисян, И. М. Алявдин // М: Машиностроение. – 1987. – 416 с.

### References

1. Grebenikov, A. G. Methodology of integrated designing and modelling of aircraft assembly structures: training guide // A. G. Grebenikov / Kharkov: National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute". – 2010. – 425 s.

2. Yakimenko, S. I. Raschet poperechnogo styka panelej flancevogo i sreznogo tipa: metodika / S. I. Yakimenko / Kiiiv: ANTK «Antonov». – 2000. – 25 s.

3. Vasilevskij, E. T. Metod integrirovannogo proektirovaniya, konstruirovaniya i modelirovaniya vysokoresursnogo fitingovogo styka kryla s centroplanom samoleta transportnoj kategorii / E. T. Vasilevskij, A. G. Grebenikov, A. Yu. Efremov, N. V. Efremova // Otkrytye informacionnye i komp'yuternye integrirovannye tehnologii. – 2010. – Vyp. 46. – S. 277 – 292.

4. Grebenikov, A. G. Voprosy proektirovaniya sreznyx boltovyx soedinenij kryla s uchetom vynoslivosti / A. G. Grebenikov, L. D. Arson // Nacional'nyj ae'rokosmicheskij universitet "Xar'kovskij aviacionnyj institute". – 1981. – 112 s.

5. Zhang Shaoshi. New Material Mechanics [Kniga] / Zhang Shaoshi. // Machinery Industry Press – 2010. – 374 s.

6. Liu Shikui. Structural Mechanics / Liu Shikui // Tsinghua University Press, 2008. – 204 s.

7. Vasilevskij E. T. Osnovnye polozheniya vozdušnogo kodeksa Ukrainy i norm letnoj godnosti samoletov transportnoj kategorii / E. T. Vasilevskij, V. A. Grebenikov, V. N. Nikolaenko // Nacional'nyj ae'rokosmicheskij universitet "Xar'k. aviac. inst.". – 2006. – 331 s.

8. Vojt, E. S. Proektirovanie konstrukcij samoletov: Uchebnik dlya studentov vuzov, obuchayushhixsya po special'nosti «Samoletostroenie» / E. S. Vojt, A. I. Endogur, Z. A. Melik-Sarkisyan, I. M. Alyavdin // M.: Mashinostroenie. – 1987. – 416 s.

Поступила в редакцію 17.10.2023, розглянута на редколегії 18.10.2023

## **Method of design calculating of the strength of the transverse joint of the panels of outer wing section and the center section of the transport aircraft**

Due to the limitation in the dimensions of the structural elements of the modeled wing contour and the possibility of increasing their cross-sections in the area of the transverse joint, only on the inside, there is a need to find an effective solution for the design, mass of the joint, as well as its static strength at the modeling stage. The article presents the method and its application using the example of a preliminary analysis of the design calculation of the design of the flange connection of the center section with the outer wing section (OWS) of a transport aircraft. The method is based on the calculation of stresses caused by the discrete transmission of forces between

elements. In the calculation method, a simplified statically indeterminate joint model is obtained according to the geometric characteristics and force transmission characteristics of each node section in the flange joint structure. During the calculations, the following are determined: diagrams of the bending moment and axial forces obtained using the force method, the distribution of force loads in each section of the model for subsequent analysis of the static safety factor. The resulting calculation results are compared with the airworthiness requirements to determine whether they meet the design requirements. For components with greater static strength, or those that do not meet the requirements, it is recommended to further modify the design parameters to ensure an effective design of the center section joint with the outer wing section and subsequent re-calculation. The calculation method used has practical value as a preliminary engineering analysis.

The geometric characteristics of the junction of the center section with the negative part of the wing were modeled using the CAD/CAM/CAE CATIA system.

**Key words:** transport aircraft; flange connection; strength calculation; static safety margin.

#### **Відомості про авторів:**

**Sun Yifang** – аспірант кафедри проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Україна. Електронна пошта: [yifang.sun@khai.edu](mailto:yifang.sun@khai.edu) ORCID: 0000-0001-8482-1540.

**Василевский Віталій Євгенович** – аспірант кафедри проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Україна. Електронна пошта: [vivas7309@gmail.com](mailto:vivas7309@gmail.com) ORCID: 0009-0004-0200-8871

**Вендин Олексій Олександрович** – провідний інженер навчального центра CAD/CAM/CAE, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Україна. Електронна пошта: [o.vendyn@khai.edu](mailto:o.vendyn@khai.edu) ORCID: 0000-0002-7784-5998.

**Гребеніков Олександр Григорович** – доктор технічних наук, професор кафедри проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Україна. Електронна пошта: [agrebenikov@ukr.net](mailto:agrebenikov@ukr.net) ORCID: 0000-0002-1509-0665.

#### **About the Authors:**

**Sun Yifang** – Postgraduate Student, Aircraft and Helicopter Design Department, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Ukraine. E-mail: [yifang.sun@khai.edu](mailto:yifang.sun@khai.edu) ORCID: 0000-0001-8482-1540.

**Vasilevskiy Vitaliy** – Postgraduate Student, Aircraft and Helicopter Design Department, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Ukraine. E-mail: [vivas7309@gmail.com](mailto:vivas7309@gmail.com) ORCID: 0009-0004-0200-8871.

**Oleksii Vendin** – Leading engineer, Education Center CAD/CAM/CAE, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Ukraine. E-mail: [o.vendyn@khai.edu](mailto:o.vendyn@khai.edu) ORCID: 0000-0002-7784-5998.

**Oleksandr Grebenikov** – Dr. Tech. Sc., professor, Department Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Ukraine. E-mail: [agrebenikov@ukr.net](mailto:agrebenikov@ukr.net) ORCID: 0000-0002-1509-0665.