

УДК 629.7.022

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771382019203014>

А. П. Торгашов¹, бакалавр, В. В. Борисов², старший викладач,
В. В. Сухов³ професор, д.т.н.

БАГАТОЛОНЖЕРОННЕ З'ЄДНАННЯ ВІД'ЄМНОЇ ЧАСТИНИ КРИЛА ІЗ ЦЕНТРОПЛАНОМ

En

One of the most important tasks that are solved when transport aircraft are designing is the task of analyzing the stress distribution in the elements of the longitudinal set of wingbox. The existing integral methods do not allow to calculate with the necessary accuracy the stress-strain state of arbitrary complex structures, which makes it impossible to apply them for optimization the rigid parameters of the wing of a transport category airplane. Also, the integral methods do not take into account the mutual influence of deformations of adjacent structural elements, as well as the influence of elements intended for the perception of concentrated loads, which significantly affect the results of stress calculation. To solve this problem, the results of integral calculations are introduced corrections, the values of which are given in the form of empirical dependencies, determined on the basis of experimental studies of certain types of structures. Integral methods of calculating the rigidity parameters of the console structure elements do not provide the required accuracy of load determination, which complicates the analysis of the distribution of normal and tangential stresses. The introduction of empirical corrections narrows the range of structures for which stress-strain state (SSS) analysis can be performed. The most effective method of solving the problem of determining the effect of deformations on the SSS structures is the finite element method, which is a universal method of calculating the SSS of arbitrary structures.

This article presents the results of the analysis of the stress-strain state of a transport category plane wingbox of in the place of joint of the caisson negative part with the centroplane, in case of use of a multi-lateral joint design. There is shown that, under the same loading conditions, the mass of the multispars joint is approximately equal to the mass of the traditional flange joint.

Ru

Исследовано влияние толщины обшивки консоли крыла транспортного самолета на распределение напряжений в зоне многолонжеронного стыка с центропланом. Разработаны рекомендации по оптимизации жесткостных параметров элементов многолонжеронного стыка. Результаты исследования представлены в виде диаграмм и графиков. Показано, что наличие дополнительных лонжеронов, через которые осуществляется передача нагрузок с консоли крыла на центроплан не влияет на распределение напряжений в сечении кессона, начиная с расстояния, равной половине длины дополнительных лонжеронов. Показано, что весовые характеристики многолонжеронного стыка примерно соответствуют по весу обычного фланцевого стыка.

¹ КПШ ім. Ігоря Сікорського

² КПШ ім. Ігоря Сікорського

³ КПШ ім. Ігоря Сікорського

Вступ

Однією із найважливіших задач, які розв'язуються під час проектування транспортних літаків, є задача аналізу розподілення напруження у елементах повздовжнього набору кесона крила [1]. Існуючі інтегральні методи не дозволяють із необхідною точністю розраховувати напружено-деформований стан (НДС) довільних складних конструкцій, що не дає можливості застосовувати їх для оптимізації жорсткостних параметрів крила літака транспортної категорії. Також інтегральні методи не враховують взаємного впливу деформацій суміжних елементів конструкції, а також вплив елементів, призначених для сприйняття зосереджених навантажень, які суттєво впливають на результати розрахунку напружень [2]. Для вирішення цієї проблеми у результаті інтегральних розрахунків вводяться різні поправки, величини яких в основному визначаються на основі емпіричних залежностей, розроблених на основі експериментальних даних, що отримані для існуючих класів конструкцій. Інтегральні методи розрахунку параметрів жорсткості елементів конструкції консолі не забезпечують необхідну точність визначення навантажень, котрі ускладнюють аналіз розподілення нормальних та дотичних напружень. Введення емпіричних поправок звужує діапазон конструкцій, для яких може виконуватись аналіз НДС. Найбільш ефективним методом рішення задачі визначення впливу деформацій на НДС конструкції являється метод кінцевого елемента, який являється універсальним методом розрахунку НДС довільних конструкцій.

Постановка задачі

Метою даного дослідження є розробка рекомендацій щодо оптимізації конструкції багато лонжеронного стику ВЧК із центропланом планеру літака транспортної категорії. Необхідно розробити алгоритм оптимізації жорсткостних параметрів обшивки у зоні стику, а також жорсткостних параметрів полук лонжеронів і стрингерів. Також необхідно провести порівняльний аналіз масових характеристик багато лонжеронного та традиційного фланцевого стиків.

Опис конструкції стику

Недоліком традиційного фланцевого стику ВЧК із центропланом є неможливість забезпечення щільної посадки стикувальних болтів в обох фланцях, що пов'язано із особливостями технології складання крила. Зважаючи на неможливість підгонки отворів під стикові болти у процесі складання стику, отвори фланця, розташованого із боку центроплана, виконуються із гарантованим зазором. Внаслідок чого стик може надійно передавати тільки нормальні навантаження. Передача зсувних навантажень, обу-

мовлених крутним моментом M_z , можлива тільки за рахунок тертя у фланцевому з'єднанні, обумовленого затягуванням стикових болтів, оскільки посадка із зазором не забезпечує роботу болтів на зріз. У результаті неможливо гарантувати передачу зсувних навантажень у зоні стику, де діють розтягуючі зусилля, істотно знижуючи силу тертя між фланцями.

Для вирішення цих проблем пропонується конструкція крила, де передача навантажень із ВЧК на центроплан здійснюється через основні і додаткові лонжерони. Для зниження навантажень на стикові вузли, пропонується збільшити кількість лонжеронів у кореневій зоні ВЧК до п'яти, за рахунок введення у конструкцію трьох додаткових лонжеронів. Стиківка лонжеронів ВЧК і лонжеронів центроплану здійснюється за допомогою кронштейнів. Використання запропонованої конструкції дозволяє реалізувати технологію збирання, за якої забезпечується ковзна посадка стикувальних болтів. Застосування ковзної посадки може забезпечити від'єднання ВЧК від центроплану без пошкодження отворів під болти, а також можливість здійснювати заміну пошкодженої ВЧК.

Оскільки основна функція додаткових лонжеронів – забезпечення більш рівномірної передачі нормальних навантажень із панелей обшивки ВЧК на панелі обшивки центроплану, їх довжина обмежена зоною між плоскістю стику і одинадцятотою нервюрою.

Кожен із лонжеронів центроплану кріпиться до відповідного лонжерона консолі за допомогою шарнірного з'єднання типу «подвійне вуховеделка» (рис. 1).

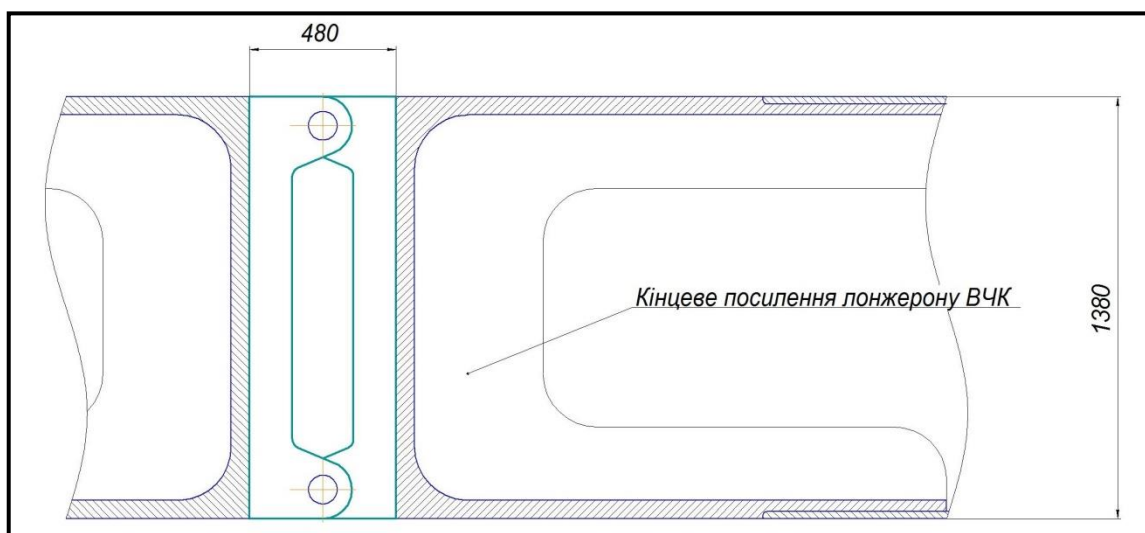


Рис. 1. Схема стику лонжеронів

Запропонована конструкція стику має наступні переваги у порівнянні із традиційною конструкцією:

- більш проста структура;
- можливість точно розрахувати міцність стику;
- більша безпека у разі зіткнення із птахами;

- можливість використовувати ковзаючу посадку болтів, що дозволяє змінювати консоль крила.

Розрахункова модель

Аналіз НДС кореневої частини ВЧК виконувався за методом скінченного елемента. Формування скінченно-елементної моделі (СЕМ) ВЧК, а також розрахунок та аналіз НДС здійснено за допомогою розрахункового програмного комплексу *FEMAP*. Під час формування структури СЕМ використовувалися скінченні елементи (СЕ) зі стандартної бібліотеки скінченних елементів *FEMAP*.

Проведемо аналіз НДС конструкції кесону крила, досліджуваної СЕМ для дещо спрощеної структури, котра містить спрощені моделі стрингерів, лонжеронів та нервюр. Окрім того, враховуючи великий розмір крила, кількість моделей стрингерів зменшено, з метою виключення «випадаючих стрингерів».

Верхня та нижня обшивки є основними силовими елементами по вздовжнього набору кесону крила. Вони працюють на розтяг, стиснення та зсув. Тому для моделювання обшивок використано СЕ типу «*Plate*», що сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також зсувні навантаження та згинаючий моменти.

Моделі стрингерів мають спрощену структуру, яка являє собою набір послідовно з'єднаних стержневих СЕ типу «*Bar*», які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також кручення та згинальні моменти. Особливості перетинів стрингерів не моделювались.

Спрощені СЕМ лонжеронів містять моделі поясів, стінок та стійок. Для моделювання поясів лонжеронів використано стержневі елементи типу «*Bar*», які сприймають розтягуючі, стискаючі загрузки, а також кручення та згинальні моменти. Стінки лонжеронів призначені для сприймання зсувних навантажень від крутного моменту, що діє на крило. Крім того, по стінкам передається, у вигляді перерізуючих сил, підйомна сила крила. Тому для моделювання стінок лонжеронів використано СЕ типу «*Plate*», котрі сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також зсувні навантаження та згинаючі моменти. Спрощені моделі стінок не діляться за висотою.

Спрощені моделі нервюр включають моделі стінок та стійок. Моделі поясів нервюр та посилені обшивки у зоні кріплення нервюр моделюються СЕ типу «*Bar*». Кінці та компенсатори не моделюються. Для моделювання стінок нервюр застосовано СЕ типу «*Plate*», які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також зсувні напруження та згинаючі моменти. Спрощені моделі стінок не діляться за висотою.

Стійки нервюр забезпечують стійкість стінок під дією стискаючих та зсувних навантажень. Під час взаємодії зі стінкою та поясом нервюри стій-

ки сприймають згинальні напруження. Тому для їх моделювання використані стержневі елементи типу «Bar», які працюють на загальний НДС.

Структура СЕМ представлена на рис. 2 – рис. 3.

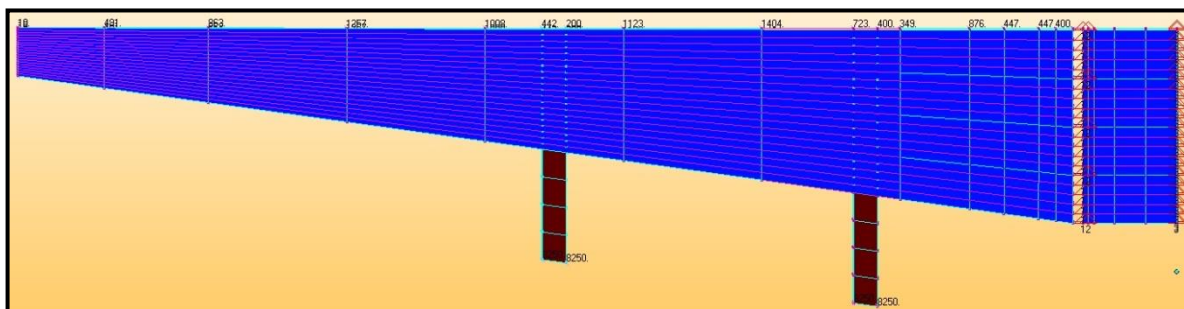


Рис. 2. Загальна структура СЕМ (вид зверху)

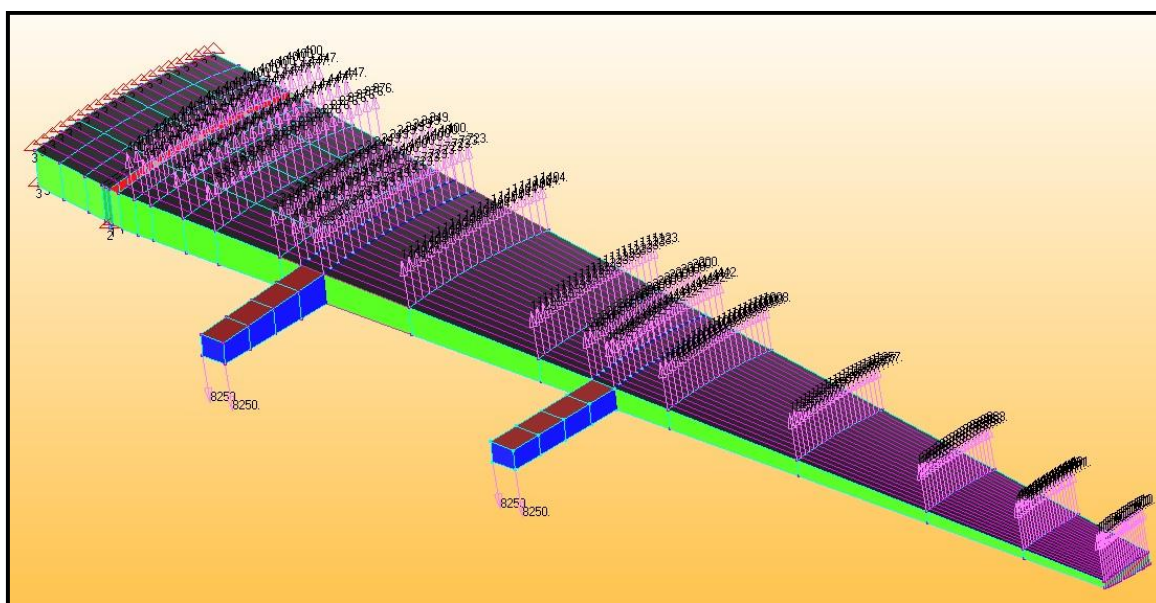


Рис. 3. Схема закріплення і навантаження СЕМ

Аналіз напружень у багато лонжеронному стикі

Найбільші навантаження виникають у місцях з'єднання обшивки із лонжеронами, в усіх інших місцях, у корні консолі, на перших двох нервюрах, навантаження дуже малі – менші за 10 кг/мм^2 . За другою нервюрою навантаження у поперечній площині більш розподілене та не має великих стрибків, а саме, коливається від 27 до 36 кг/мм^2 (рис. 4).

Також на графіку видно, що починаючи із п'ятого меж нервюрного проміжку (шпаці) епюра розподілу напружень вирівнюється, тобто рівні напружень в поясах додаткових лонжеронів наближаються до рівня напружень у панелях обшивки у між лонжеронних зонах.

На підставі проведеного аналізу розподілу нормальних напружень вздовж хорди ВЧК бачимо:

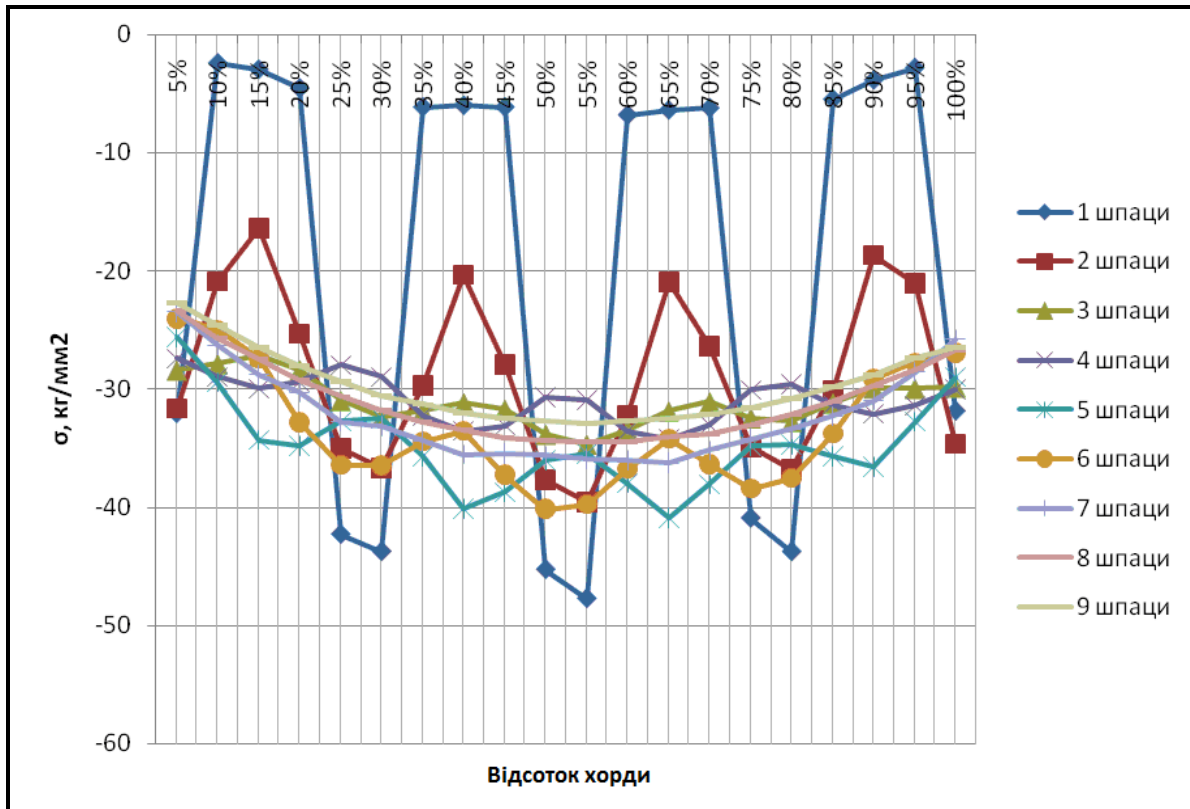


Рис. 4. Розподіл напружень у багатолонжеронному крилі

- у разі використання багато лонжеронного стику, товщина панелей обшивки у між лонжеронних зонах може бути мінімальною, обумовленою експлуатаційними вимогами;
- починаючи із п'ятої шпаци, товщина горизонтальних полок додаткових лонжеронів наближується до товщини прилеглих панелей обшивки.

Аналіз розподілу напружень вздовж розмаху ВЧК

У разі використання багато лонжеронного стику найбільші рівні нормальних напружень локалізовані у поясах додаткових лонжеронів у зонах найбільш наближених до зони стику. По мірі віддалення від зони стику відбувається поступове вирівнювання напружень в поясах лонжеронів з межлонжеронними зонами обшивок.

Аналіз розподілу напружень у панелях обшивки вздовж розмаху ВЧК, у зоні розташування додаткових лонжеронів показав, що, починаючи приблизно із половини розмаху додаткових лонжеронів, рівень напружень у панелях обшивки приблизно відповідає рівню напружень у поясах лонжеронів (рис. 6).

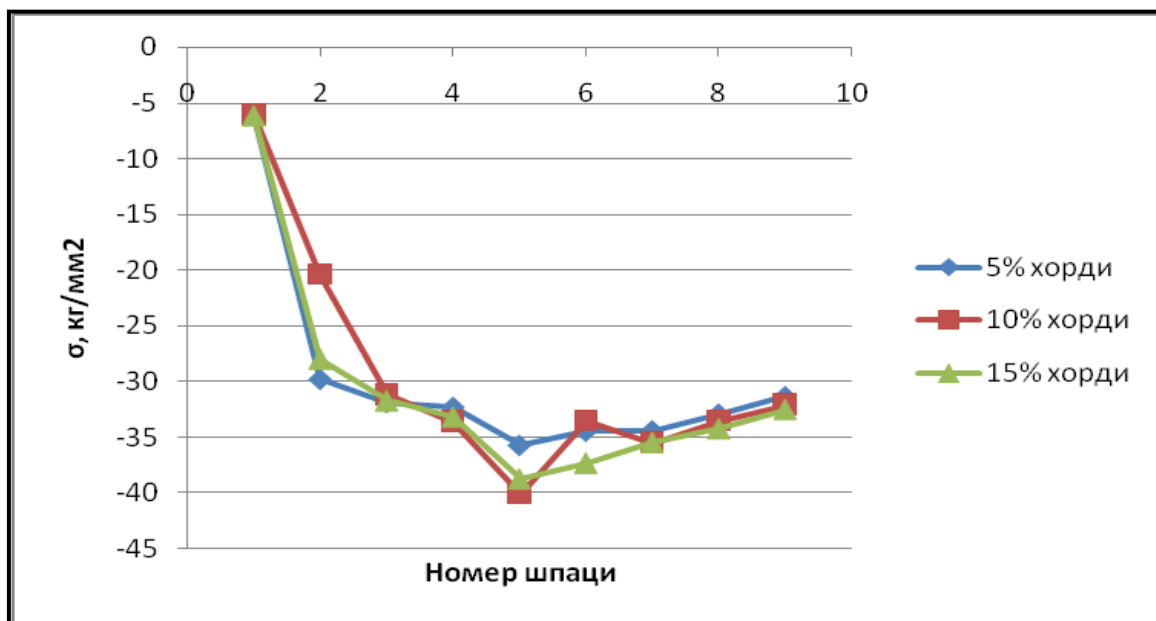


Рис. 5. Розподіл навантаження по розмаху крила у зоні основного лонжерону

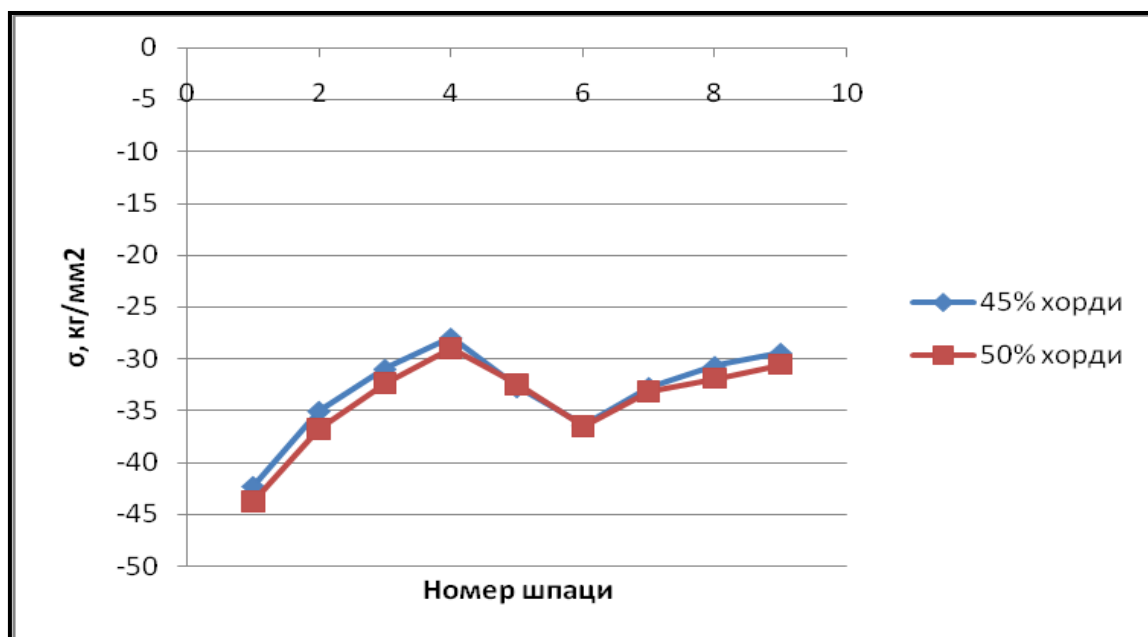


Рис. 6. Розподіл напружень вздовж розмаху на середині хорди ВЧК

Таким чином, враховуючи результати аналізу епюр розподілу нормальних навантажень вздовж розмаху ВЧК, можна рекомендувати обмежити довжину додаткових лонжеронів зоною із першої до п'ятої шпаци.

Порівняння маси фланцевого та багато лонжеронного стиків

Під час порівняльного аналізу маси фланцевого та багато лонжеронного стиків був виконаний аналіз НДС ВЧК для варіанту конструкції, у якому з'єднання ВЧК із центропланом здійснюється за допомогою звичай-

ного стику. Тому товщина панелей обшивки у зоні фланцевого стику була підібрана такою, щоб рівень максимальних нормальних напружень вздовж хорди ВЧК у зоні із першої до восьмої шпаці відповідав рівню максимальних нормальних напружень у зазначеній зоні для випадку використання багато лонжеронного стику (рис. 7).

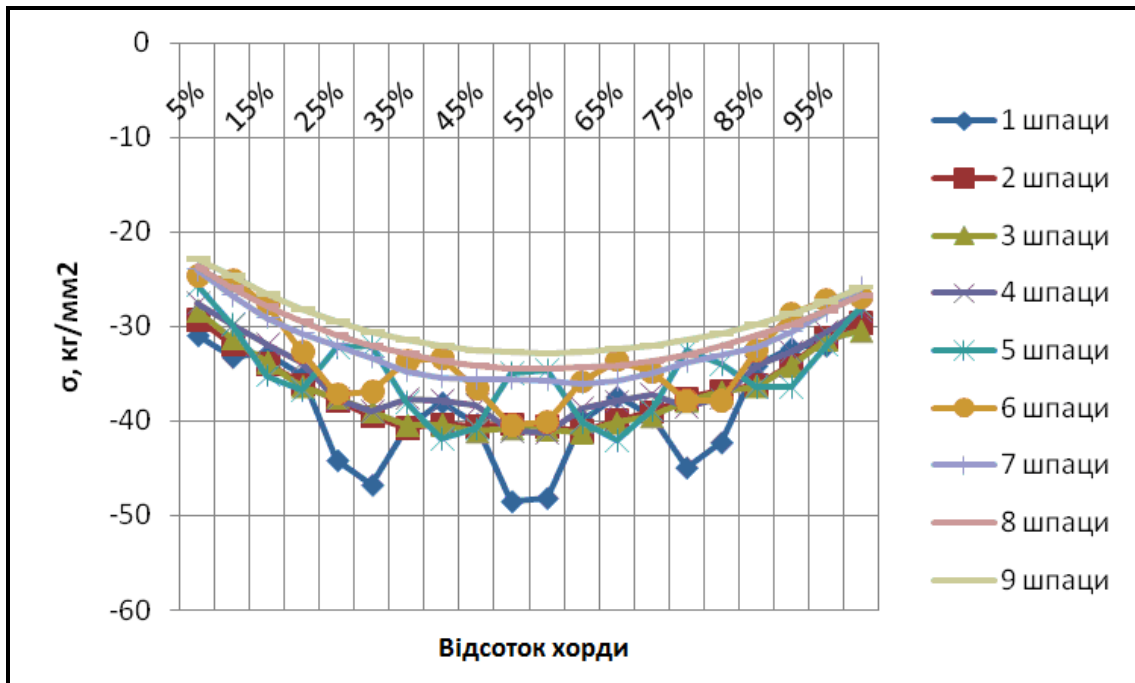


Рис. 7. Розподіл нормальних напружень для фланцевому стику

Під час розрахунку маси багато лонжеронного стику був виконаний аналіз міцності з'єднань «вуха-виделка» із урахуванням фактичних навантажень, визначених у процесі аналізу НДС стику за методом скінченних елементів. На підставі результатів проведеного аналізу були обрані оптимальні параметри жорсткості для кронштейнів, виходячи із вимог забезпечення необхідного експлуатаційного ресурсу стику. Маса крила у зоні стику визначалася із урахуванням мінімальних товщин панелей обшивки, яка дорівнює 1,5 мм та розрахункових геометричних параметрів елементів з'єднань «вуха-виделка».

У разі розрахунку маси фланцевого стику були враховані геометричні параметри так званих «гребінок», які є важливою частиною зазначеного стику (рис. 8). Величини геометричних параметрів стику були визначені на підставі аналізу конструкцій прототипів [1].

Отримані значення маси кореневої зони ВЧК, у разі використання багато лонжеронного та фланцевого стиків із центропланом, відрізняються приблизно на 8%, що дає можливість вважати масу багато лонжеронного стику приблизно рівною масі фланцевого стику.

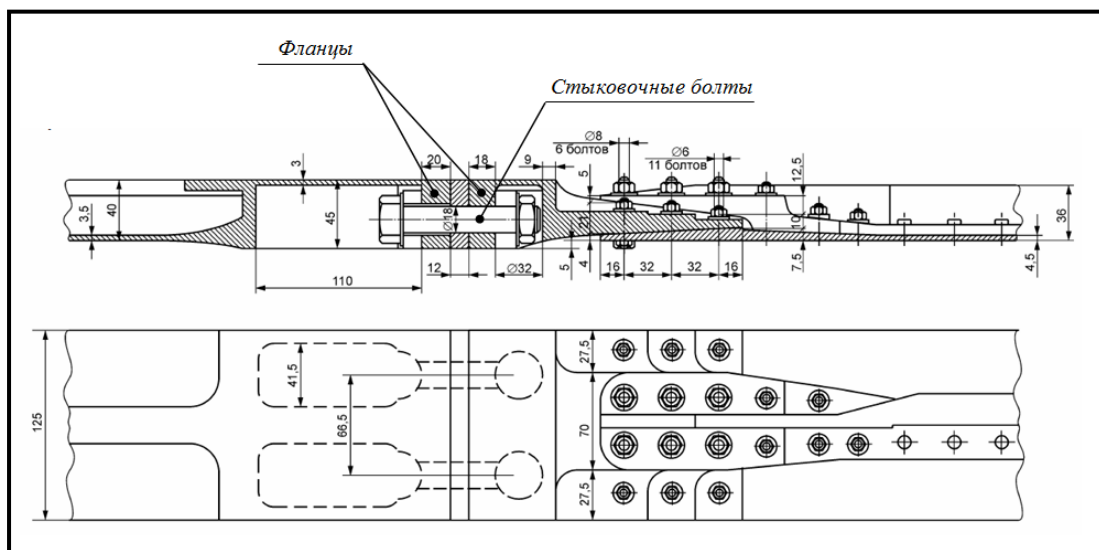


Рис. 8. Конструкція типового фланцевого стику [1]

Висновок

На підставі результатів проведеного аналізу НДС конструкції багато лонжеронного стику ВЧК із центропланом були визначені оптимальні параметри жорсткості елементів конструкції ВЧК у зоні стику. Було показано, що у зоні, прилеглої до стику, товщина панелей обшивки розташованих між додатковими лонжеронами може бути мінімальною і визначатися тільки вимогами експлуатаційної міцності. Також визначена оптимальна довжина додаткових лонжеронів.

Показано, що маса кореневої зони ВЧК, у разі використання багато лонжеронного стику, приблизно дорівнює масі ВЧК, у разі використання фланцевого стику.

Для підвищення якості проектування конструкції ВЧК із багато лонжеронним стиком слід провести подальші дослідження, з метою визначення оптимальної кількості додаткових лонжеронів, у залежності від маси конструкції літака та відносної товщини профілю у кореневій зоні ВЧК.

Список використаної літератури

1. Глаголев А. Н., Гильдинов М. Я., Григоренко С. М. Конструкция самолетов.-М, Машиностроение, 1975, –480 с.
2. Василевский Е. Т., Гребеников А. Г., Ефремов А. Ю., Ефремова Н. В. . Метод интегрированного проектирования, конструирования и моделирования высокоресурсного фитингового стыка крыла с центропланом самолета транспортной категории // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2010. – Вып. 46. –С. 277–293.