УДК 65.011.56

О. О. Хмуренко

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ КРІПИЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ БОЛТОВОГО З'ЄДНАННЯ СТИКУ КОНСОЛІ КРИЛА ТА ЦЕНТРОПЛАНА

Вступ

Сьогодні проектування болтових з'єднань у відповідальних вузлах авіаційних конструкцій повністю здійснюється розробником (конструктором). Такі параметри як кількість болтів у з'єднанні, їх діаметри, матеріал, та як вони повинні розташовуватись, конструктор визначає на основі розрахунків на міцність та з урахуванням конструктивних, технологічних, ресурсних та інших факторів.

Сучасні САПР використовуються лише для розв'язання типових тривіальних задач на попередніх етапах проектування. Наприклад, деякі параметри конструкції елементів відсіків (товщини стінок та полиць) автоматизовано визначаються по розрахунковим значенням навантажень.

Проблема автоматизованого проектування збірних конструкцій літаків з точки зору довговічності розглянута в роботі [1], в якій досліджені як болтові, так і закльопочні з'єднання. Розроблений метод інтегрованого проектування та запропоновані нові конструктивно-технологічні рішення для зрізних з'єднань. При цьому розглядались тільки з'єднання панелей обшивки, тому, з урахуванням відмінності навантажень, отримані результати не можуть бути використані для проектування вузлів з'єднання агрегатів літака.

Найбільш відповідальні вузли й досі проектуються на основі розрахункових даних з аналогових з'єднань. Відсутність комплексних САПР та розрахунку значно подовжує та ускладнює процес проектування. Проблема полягає у відсутності комплексних систем автоматизованого проектування (САПР) болтових з'єднань у відповідальних вузлах, які змогли б значно спростити процес проектування вузлів та скоротити його трудомісткість.

Будь-яка САПР базується на методиці проектування та розрахунку. Для САПР болтового з'єднання основою є методика розрахунку параметрів кріпильних деталей у з'єднанні.

Постановка задачі

Одним з найважливіших вузлів стиків агрегатів літака є стик консолі крила та центроплана, тому що на цей вузол діють найбільші

навантаження порівняно з іншими в конструкції. Сьогодні у середньо вагових літаках широко використовуються кесонні крила з двома лонжеронами. З урахуванням специфіки навантажень, а саме діючої перерізаючої сили в перерізі та крутного моменту відносно осі жорсткості, найбільшу увагу необхідно приділити з'єднанню по лонжеронам (рис. 1).

Тому метою роботи є розробка методики розрахунку кріпильних параметрів болтового з'єднання стику консолі крила та центроплана по лонжеронам.

Розрахунок кріпильних параметрів болтового з'єднання

Визначення параметрів буде здійснюватись на основі розрахункових даних, програмно отриманих з моделей, побудованих на попередньому етапі проектування.

Розглянувши сучасні методики проектування, зазначимо, що методики розрахунку кріпильних параметрів на стику консолі крила та центроплана по лонжеронам повинна включати в себе систему залежностей, шукані параметри яких зможуть забезпечити конструктивність та технологічність болтового з'єднання, відповідність вимогам міцності та регламентованому ресурсу.

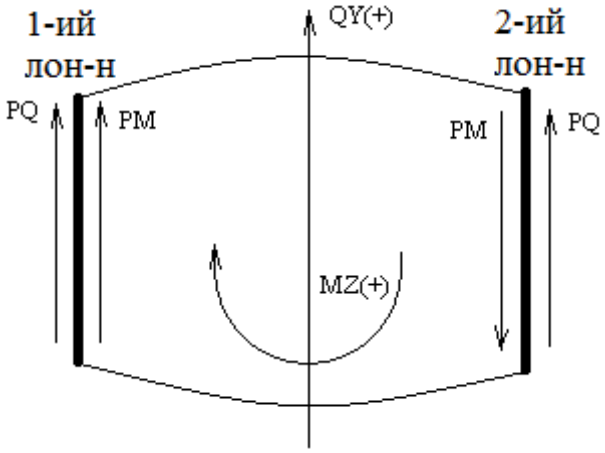

Рис. 1. Розподіл навантажень по стінкам лонжеронів з урахуванням знаків: QY – перерізаюча сила; MZ – крутний момент; PQ/M – складова перерізуючої сили від перерізаючої сили/крутного моменту

Вхідними даними для розрахунку є геометричні параметри (наприклад, висота фітинга лонжеронів) та навантаження, діюче на стик (для даної зони розглядаються перерізуючи сили).

На етапі попереднього проектування вхідні дані беруться з ескізного проекту.

Геометричні параметри обмежуються теоретичним контуром майбутнього літака й отримуються з моделей майстер-геометрії

необхідних відсіків. Сьогодні такі моделі будуються в CAD-системах, таких як Catia, Cadds, Solidworks, Pro/ENGINEER та інші.

Навантаження отримуються з розрахункової скінчено-елементної моделі. Найпоширенішими системами побудови таких моделей є MSC Visual Nastran та Femap. Для програмної передачі даних з розрахункової моделі для розробленої системи проектування необхідний визначений формат розрахункових даних навантажень у вузлах.

Конструктивна схема стику консолі крила та центроплана по другому лонжерону зображена на рис. 2.

Проаналізувавши умови міцності на зминання [2], з урахуванням матеріалів які використовуються в деталях даної зони (алюмінієві сплави Д16, В95), визначається мінімальна та достатня відстань між центрами отворів у болтовому з'єднанні (крок)

$$a = 4D,$$

де D – діаметр болта.

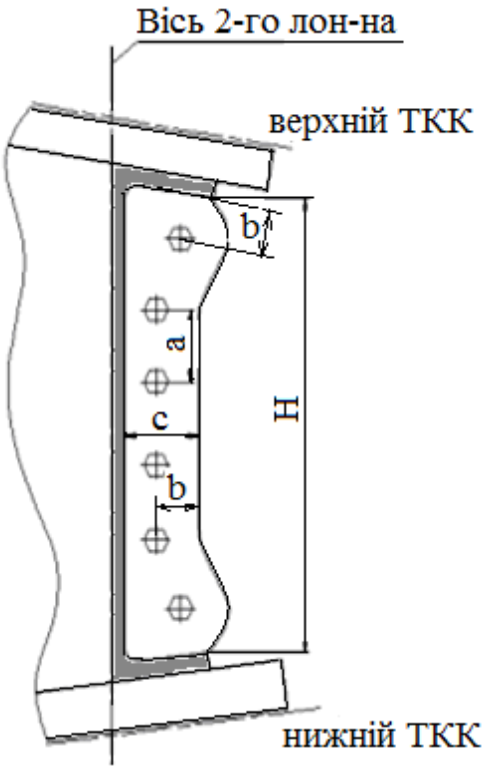

Рис. 2. Стик консолі крила та центроплана по другому лонжерону

Відповідно, відстань від центра отвору до кромки деталі (перемичка)

$$b = 2D.$$

Невелика зміна значень a, b призведе до зміни маси вузла, а значна зміна параметрів може призвести до деформацій та в подальшому руйнування вузла.

Геометричний параметр – висоту фітинга лонжерона H, можна представити наступним чином

$$H = a\cdot(N_D -1)+2b,$$

де N_D – кількість болтів у з'єднанні.

У випадку перерізу з закритою малкою розглядається мінімальна довжина площадки для розміщення болтового ряду, так як необхідно дотримуватись мінімальної конструкційної перемички b.

Отже, можемо записати залежність

$$N_D = \frac{H}{4D} \quad .$$

Проаналізувавши схему навантаження, доцільним буде врахувати коефіцієнт нерівномірності навантаження K_n, який визначається експериментальним шляхом. Так кількість болтів знаходиться наступним чином

$$N_D = \frac{H}{4D\cdot K_n} \quad . \tag{1}$$

Розрахункове значення навантаження (перерізуючу силу) Q_{y1}, яка діє на весь шов з'єднання доцільним буде розділити на складові, котрі будуть діяти на один болт. Для випадку з'єднання з болтами одного діаметра

$$Q_{y1} = \frac{Q_y}{N_D} \quad . \tag{2}$$

Розглянувши умови міцності, для з'єднань працюючих на зріз [3], діаметр болта

$$D = \sqrt{\frac{4Q_{y1}}{\pi \cdot \tau_z}} \quad ,$$

де τ_z – допустимі зрізні напруження, що виникають в перерізі болта. Значення напруження обираються залежно від матеріалу болта.

Враховуючи ступінь відповідальності з'єднання, у складову перерізаючої сили необхідно ввести коефіцієнт безпеки f_d, котрий забезпечить запас міцності з'єднання й визначається згідно з діючими Авіаційними Правилами 25.625. Отже, діаметр болта

$$D = \sqrt{\frac{4Q_{y1}\cdot f_d}{\pi \cdot \tau_z}} \quad . \tag{3}$$

Розглянувши рівняння (1), (2), (3) як систему маючі вище вказані умови можна отримати вираз для розрахунку кількості болтів необхідних в цьому з'єднанні та їх діаметру:

$$N_D = \frac{\pi \cdot H^2 \cdot \tau_z}{64\, Q_{y1} \cdot f_d \cdot (K_n)^2},$$

$$D = \frac{16\, Q_{y1} \cdot f_d \cdot K_n}{\pi \cdot H \cdot \tau_z}.$$

Виходячи з отриманого діаметру можна визначити ширину полиці фітинга *b*. З умов міцності на зминання [3], мінімальна відстань від центра отвору до кромки деталі (перемичка) повинна дорівнювати двом діаметрам отвору. Отже ширина полиці фітинга

$$c = 4D.$$

У випадку, якщо по діючому навантаженню та заданій висоті *H* розташування болтів з визначеним кроком неможливе, необхідно розмістити болти в два ряди (рис. 3).

Розроблена методика дозволяє врахувати й конструктивні особливості. Наприклад, для зменшення ваги конструкції можна використовувати болти різних діаметрів. При цьому необхідно посилювати нижню та верхню зони фітингів. Таку схему доцільно використовувати для з'єднання по першому лонжерону (рис. 4).

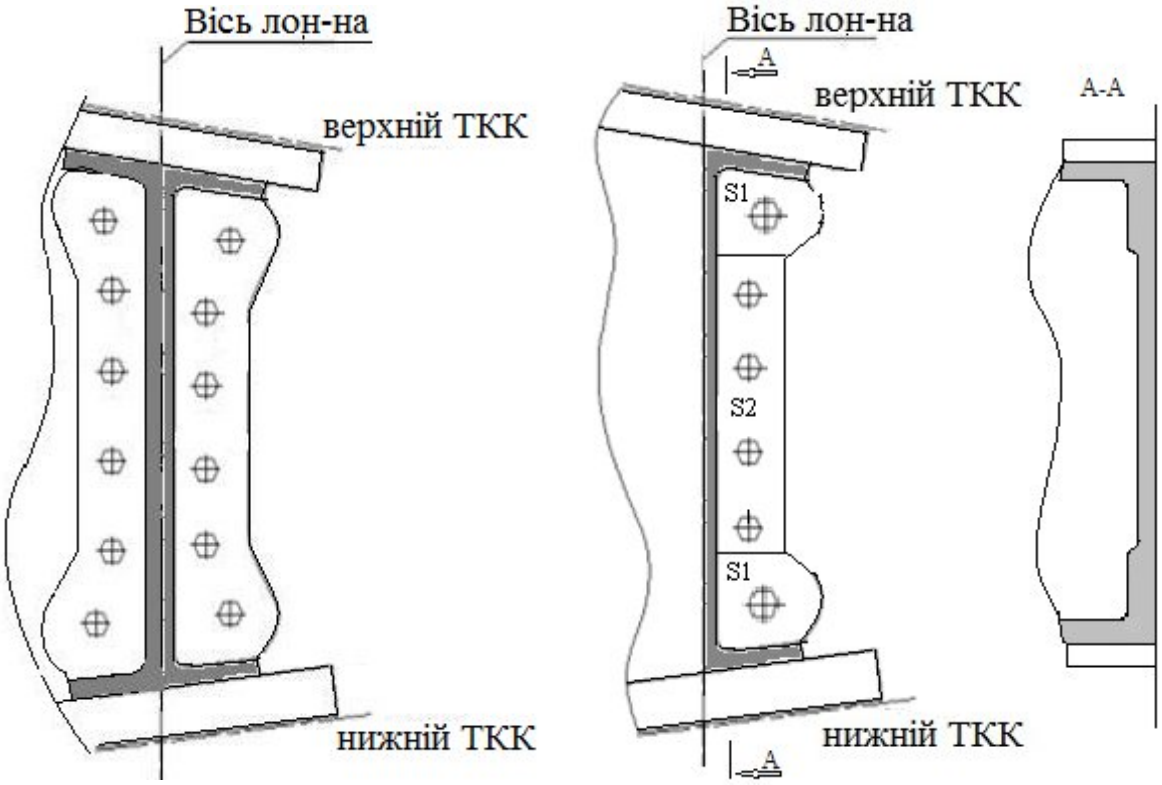

Рис. 3. Стик консолі крила та центроплана з розміщенням болтів в два ряди

Рис. 4. Стик консолі крила та центроплана з розміщенням болтів різних діаметрів ($S1>S2$)

Серед технологічних особливостей можна виділити використання фітингів із закритою малкою. В цьому випадку необхідно дотримуватись відступу від радіуса закруглення, що призводить до зміни геометричного параметра *H*.

Висновки

Розроблена методика розрахунку кріпильних параметрів болтового з'єднання стику консолі крила та центроплана по лонжеронам, яка включає в себе визначені залежності між кількістю болтів, необхідних у з'єднанні, їх діаметрів та ширини полиці фітингів від висоти фітингів лонжеронів та перерізуючій силі, програмно отриманих з попередньо побудованих моделей.

Методика дозволяє врахувати конструктивно-технологічні особливості вузла та визначає параметри з'єднання на етапі попереднього проектування, а також значно спрощує процес проектування вузла та зменшує час, необхідний для визначення параметрів з'єднання та з'єднувальних елементів.

В подальшому на базі розробленої методики буде створена комплексна САПР стику агрегатів конструкції літака.

Список використаної літератури

1. *Гребеников А. Г.* Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций. ХАИ, 2006.–475с.
2. *Астахов М. Ф., Караваев А. В.* Справочная книга по расчету самолета на прочность. Москва Издательство оборонной промышлености, 1954. – 705 с.
3. *Кан С. Н., Свердлов И. А.* Расчет самолета на прочность. Москва «Машиностроение», 1966. – 520 с.
4. *Зайцев В. Н., Рудаков В. Л.* Конструкция и прочность самолетов. Киев «Вища школа», 1978. – 488 с.
5. *Анурьев В. И.* Справочник конструктора машиностроителя. Москва «Машиностроение», 2001. – 900 с.