

УДК 621, 539.3

М.В. Червінець, О.П. Заховайко

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», м. Київ, Україна

Аналіз напружено деформованого стану болтового з'єднання алюмінієвої плити при експлуатаційних навантаженнях

Основними вимогами при виготовленні і обробці деталей та профілів для літаків є забезпечення достатньої міцності конструкції з мінімальною масою та якомога меншою кількістю технологічних операцій обробки деталей та їх монтажу у складі виробу.

Мета роботи - провести уточнений аналіз напружено деформованого стану (НДС) з'єднання з п'ятьма болтами-заклепками (далі болтами) в програмному комплексі Femap та порівняти результати обчислень з тими, що були отримані за стандартною методикою розрахунків болтів на зріз, прийнятою на фірмі Boeing. Перевірити міцність з'єднання з використанням чотирьох болтів та перевірити, як зміниться запас їх міцності на зріз у порівнянні з нормативною кількістю болтів.

Об'єктом дослідження є вузол, призначений для закріплення між собою стрінгера і обшивки літака. Він складається з двох алюмінієвих пластин, одна з яких жорстко закріплена одним кінцем до нервюри (рис. 1).

Пластини з'єднані за допомогою п'яти спеціальних авіаційних болтів-заклепок з різними номінальними діаметрами та різною відстанню від лінії симетрії. Сила прикладена в двох площинах по осям X,Z (рис. 2).

Болти виготовленні із титанового сплаву та працюють на зріз. Робоча температура 50°C (122°F).

Методи розрахунку: Стандартна методика фірми Boeing ґрунтується на зведенні навантаження до геометричного центру групи болтів шляхом паралельного переносу сили R в цю точку з прикладанням компенсуючого моменту у площині переносу, який дорівнює добутку сили на її відстань від центру (рис. 3). Сили, прикладені до заклепок, знаходяться за принципом суперпозиції як складові від дії сили R (рис. 3 а) та моменту M (рис. 3 б).



Рис. 1. Частина корпусу літака зі стрингером (1) та нервюрою (2)

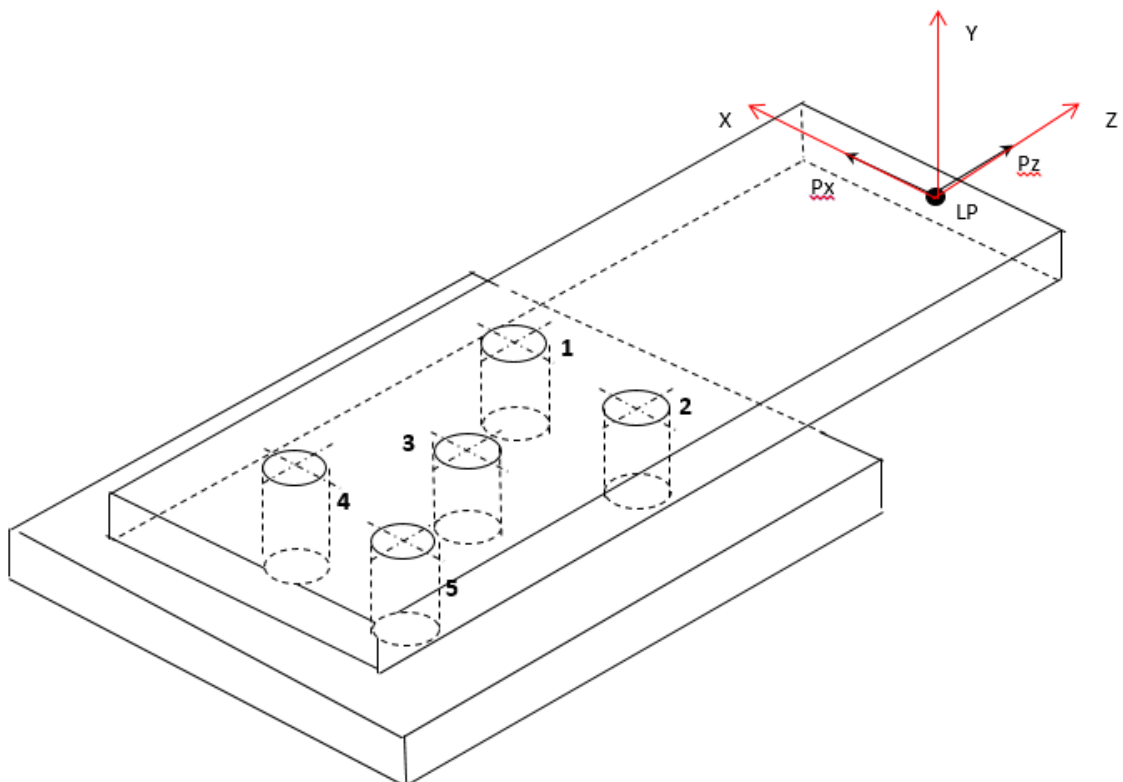


Рис.2 Розглядувана модель болтового з'єднання

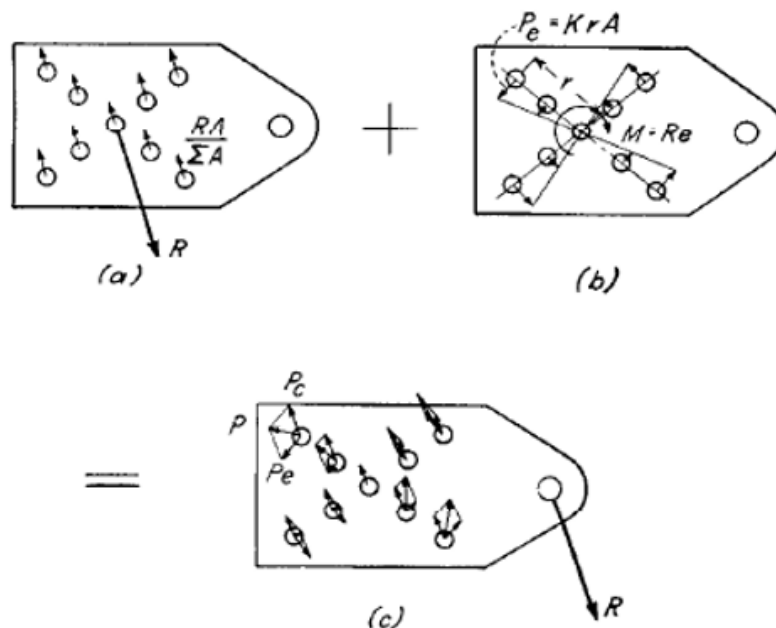


Рис. 3. Розрахункова схема для групи заклепок.

Складові сил, прикладених до болтів, викликаних дією навантаження R , знаходять за формулою $P = R \cdot A / (\Sigma A)$, де A площа перерізу болта, а ΣA сума перерізу всіх болтів. Складові сил, пов'язаних з моментом M , знаходять з умови, що їх величина пропорційна їх відстані r від точки зведення сили (рис. 4). Шляхом нескладних математичних перетворень отримуємо вирази для знаходження сил

$$P_{ex} = (-M \cdot y \cdot A) / (\Sigma x^2 \cdot A + \Sigma y^2 \cdot A);$$

$$P_{ey} = (M \cdot x \cdot A) / (\Sigma x^2 \cdot A + \Sigma y^2 \cdot A).$$

$$P_e = KrA$$

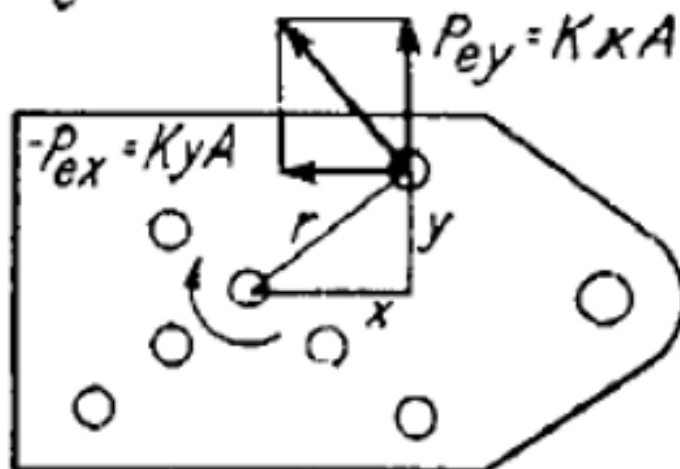


Рис. 4. Дія сил в отворі пластини

За результатами розрахунків за цією методикою максимальні напруження зрізу виникають у другому болті і складають 81,02 МПа. Результати розрахунків представлені в таблиці 1.

Для розрахунків в програмному комплексі Femap була побудована геометрична модель болтового з'єднання та сітка скінченних елементів (рис. 5 а). Навантаження прикладались до торця плити, а саме 510Н по осі X та 4100Н по осі Y (результуюча сила 4131,6Н). Закріплення виконувалось по лівому краю (рис.5 а). Були задані коефіцієнти тертя між двома пластинами та між болтами і отворами. Результати розрахунків приведені на рис. 6 а. Значення напружень в болтах зведені в табл. 1. Як і при розрахунках за методикою Boeing, небезпечною є другий болт (напруження складає 78,48 МПа, тобто відрізняються їх значення на 4,5%).

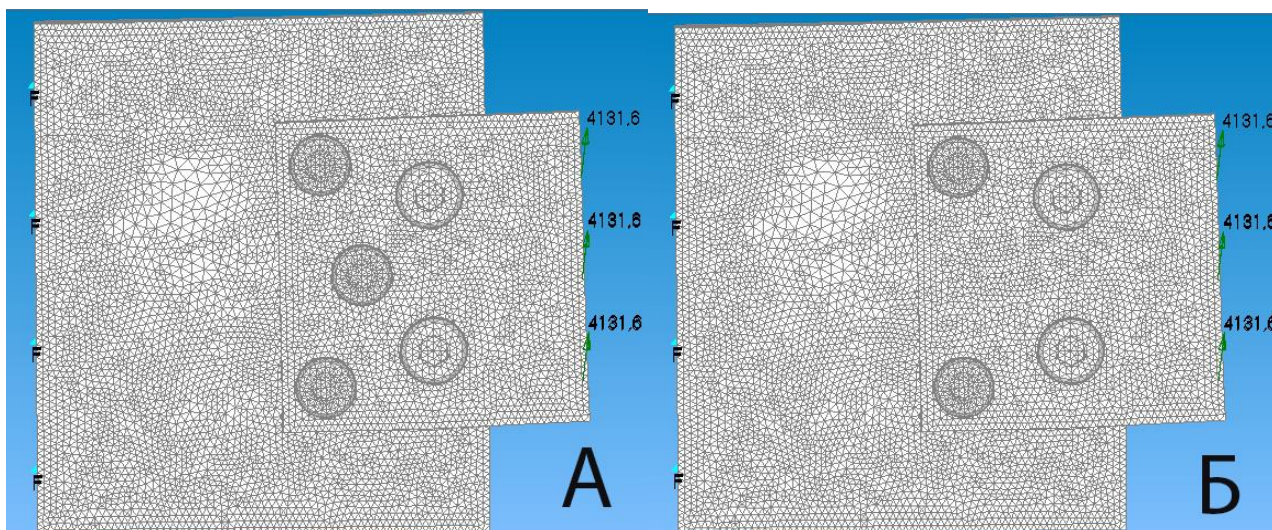


Рис. 5. Розрахункові схеми зєднань з п'ятьма (а) і чотирма (б) болтами

Також був проведений аналіз НДС та визначені запаси міцності елементів з'єднання зі зменшеною кількістю болтів-заклепок з метою здешевлення конструкції та запобігання зростанню ймовірності втомного руйнування за рахунок зменшення кількості концентраторів напружень, якими є отвори в пластинах. Результати розрахунків представлені на рис. 6 б та у табл. 1.

Для сплаву Ti-6Al-4V граничні напруження при зсуві за температури 50°C складають 98 МПа. Знайдені значення коефіцієнтів запасу міцності для всіх варіантів розрахунків наведені в табл. 1.

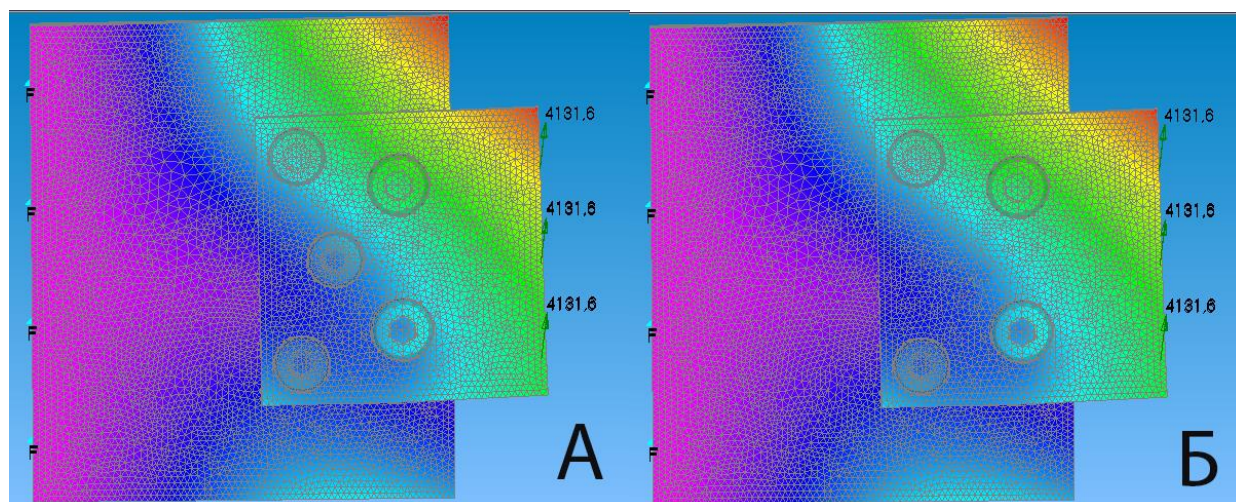


Рис. 6. Графічне зображення результатів розрахунків з'єднань з п'ятьма (а) і чотирма (б) болтами

Табл. 1. Результати розрахунків

Номер болта	1	2	3	4	5
Напруження в болті при 5 болтах Boeing, МПа	79,89	81,02	63,84	61,29	62,78
Запас міцності болта при 5 болтах Boeing	1,23	1,21	1,54	1,60	1,56
Напруження в болті при 5 болтах Femap, МПа	77,14	78,48	61,54	59,42	62,58
Запас міцності болта при 4 болтах Boeing	1,27	1,25	1,59	1,65	1,57
Напруження в болті при 4 болтах Femap, МПа	86,81	87,89	-	66,65	77,01
Запас міцності болта при 5 болтах Femap	1,13	1,12	-	1,47	1,27
Зменшення міцності конструкції, %	11,25	11,2	-	11,22	12,31

Висновки:

В результаті розрахунків з'єднання з п'ятьма болтами максимальні напруження в болтах складають 78,48 МПа (в програмному комплексі Femap), а для з'єднання з чотирма болтами – 87,89 МПа. Тобто в обох випадках запас міцності з'єднання забезпечується.

Список використаних джерел

1. Рудаков К.М. Чисельні методи аналізу в динаміці та міцності конструкцій: Навч. посібник / К.М. Рудаков. – К.: НТУУ "КПІ", 2007. – 379 с.
2. Bathe, Klaus-Jürgen. Finite Element Procedures, Prentice-Hall, New Jersey, 1996. – 1065 с.