

## Аналіз розподілу контактних напружень у двозрізному болтовому з'єднанні композитних та металевих елементів

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

Болтові з'єднання є домінуючим методом з'єднання силових елементів планера літака, виконаних з вуглепластика. При цьому слабким місцем таких конструкцій залишаються зони, розташовані поблизу отворів під кріплення, що є зонами підвищеної концентрації напружень. Крім того, свердління отворів у композиті призводить до виникнення структурних розривів унаслідок перерізування волокон матеріалу. Серед усіх видів руйнування композитних болтових з'єднань руйнування від зминання є одним з видів пошкодження, що найчастіше зустрічаються. Такий вид руйнування спричинений дією локальних, нормальних до поверхні контакту стискаючих напружень, що призводять до розшарування матеріалу внаслідок недостатньої міцності матриці. Тому дуже важливо оптимізувати конструкцію композитних болтових з'єднань, щоб підвищити ефективність усієї композитної конструкції. Для підвищення несучої здатності елементів композитного з'єднання та захисту стінок отворів від пошкодження запропоновано метод установлення титанових втулок на клею в отвори у смузі з КМ. В роботі подано результати чисельного дослідження впливу схеми укладання шарів КМ на розподіл контактних напружень у двозрізному болтовому з'єднанні, що складається з центральної композитної смуги та двох сталевих накладок. За допомогою методу скінченних елементів, реалізованого в системі ANSYS Workbench 2019 R3, створено тривимірну скінченноелементну модель двозрізного болтового з'єднання, яка дає змогу оцінити вплив схеми укладання шарів КМ на розподіл контактних напружень на межі контакту болтів з титановими втулками у разі одновісного розтягування центральної смуги з КМ при рівні розтягуючих напружень у перерізі бруто 100 МПа. Отриманий результат пояснює принципову різницю в поведінці композитних і металевих матеріалів, яка полягає у тому, що завдяки зміні орієнтації та послідовності укладання шарів матеріалу змінюється жорсткість композитного елемента з'єднання, що впливає на овалізацію отворів і рівень локальних деформацій втулок, а це у свою чергу призводить до зміни максимальних контактних напружень та їх концентрації. Шляхом оптимізації схеми укладання шарів досягли зниження рівня максимальних контактних напружень в 1,1 раза. При цьому ступінь нерівномірності розподілу контактних напружень знизилась у 1,21 раза. Оптимальним виявився варіант 4 укладання, для якого 37,5 % шарів укладено під кутом  $0^\circ$ , 50 % шарів – під кутами  $\pm 45^\circ$  та 12,5 % шарів – під кутом  $90^\circ$ .

**Ключові слова:** двозрізне болтове з'єднання, контактні напруження, полімерні композиційні матеріали, схема укладання шарів, чисельне моделювання, метод скінченних елементів, види руйнування, зминання.

Останні десятиліття спостерігається тенденція заміщення традиційних матеріалів перспективними композиційними матеріалами (КМ) на основі полімерної матриці, армованої довгими високомодульними волокнами. Частка їх використання в силових конструкціях сучасних літаків постійно зростає, що пояснюється необхідністю вагового вдосконалення конструкцій та підвищення ресурсу як окремо взятих агрегатів, так і літака в цілому. При цьому основним способом з'єднання елементів конструкції з КМ залишаються болтові та заклепувальні з'єднання. Пріоритетним завданням проектування вузлів та агрегатів планера літака з КМ є завдання забезпечення їх міцності та ресурсу, які визначаються міцністю та ресурсом болтових і заклепувальних з'єднань.

Принципова відмінність у поведінці композиційних матеріалів і традиційних металів і сплавів полягає в тому, що КМ мають анізотропію і неоднорідність механічних характеристик. Крім цього, до особливостей у поведінці композиційних матеріалів відносять низьку міцність при зминанні та міжшаровому зсуві, крихкий характер руйнування, відсутність пластичності і високу абразивність. Як показано в роботі [1], коефіцієнт концентрації напружень у конструктивних елементах з КМ залежить не тільки від геометричних параметрів, але й від схеми укладання шарів. Внаслідок відсутності пластичності у композиційних матеріалів із зростанням рівня навантаження не відбувається зниження коефіцієнта концентрації. Для підвищення несучої здатності з'єднань їх роблять багаторядними та багатозрізними, що у свою чергу призводить до нерівномірності розподілу зусиль між елементами кріплення, а також до додаткової концентрації контактних напружень. Крім цього, для болтових з'єднань елементів з КМ характерна наявність декількох видів руйнування: зминання, зріз, розрив у перерізі, ослабленому отвором під елемент кріплення, руйнування відривом (сколом) і розшарування. Серед перелічених видів руйнування елементів болтових з'єднань найбільший інтерес для дослідження становить зминання. Цей вид руйнування спричиняється дією локальних, нормальних до поверхні контакту напружень і тертя. Такий процес є найбільш складний і залежить від низки факторів.

У роботі [2] описано асимптотичну модель пошкодження для прогнозування поведінки при руйнуванні конструкції композитного болтового з'єднання. Поєднавши модель пошкодження з методом скінченних елементів, реалізованим у системі ABAQUS, проаналізовано поведінку однозрізного та двозрізного болтового з'єднань при відмові. Результат чисельного моделювання верифіковано з експериментом. Отримано гарне узгодження результатів, що підтверджує адекватність розробленої моделі.

У роботі [3] подано результати експериментального та чисельного дослідження однозрізного болтового з'єднання композита на основі бісмалеїмиду, армованого вуглецевим волокном. Проаналізовано вплив схеми укладання шарів та геометричних розмірів на міцність та механізм руйнування при дії розтягуючого навантаження. Вибрано оптимальну схему укладання шарів. Для моделювання руйнування волокон та матриці автори застосовували 3D-критерій руйнування Лінде, зоснований на описі безперервного пошкодження на основі деформації, а також експоненційному законі розвитку руйнування. Для моделювання розшарування та адгезійного руйнування, спричиненого зростанням тріщин, використано модель зони зчеплення (CZM).

У роботі [4] подано результати експериментального дослідження механічних характеристик однозрізного заклепувального з'єднання тканого композита на основі вуглецевого волокна. Отримано криві деформування в координатах зміщення-навантаження для трьох різних відношень ширини пластини до діаметра отвору ( $w/d = 7,6; 8,7$  і  $12,1$  відповідно), а також криві залишкової міцності при зминанні. За допомогою оптичного мікроскопа досліджено механізм руйнування композита у зоні отвору. Експериментально доведено, що поблизу отвору в зоні контакту композита та головки заклепки спостерігається короблення та розрив волокон, а також руйнування матриці при стисканні, що явно свідчить про зсув шарів ламінату. Як додатковий метод аналізу автори застосовували комп'ютерну томографію для оцінювання внутрішніх пошкоджень та поширення тріщин усередині композита.

У роботі [5] досліджено вплив зазору та розтягуючого зусилля в однозрізному болтовому композитному з'єднанні на жорсткість та зміну площі контакту у процесі його навантаження. Експериментально визначено розподіл зусиль у багатоболтовому двозрізному композитному з'єднанні. За допомогою чисельного моделювання досліджено вплив тертя на розподіл напружень у двозрізному болтовому з'єднанні. Виконано порівняння результатів розподілу зусиль у болтовому з'єднанні без урахування та з урахуванням пошкодження композита. Для моделювання пошкодження композита автори застосовували модель прогресуючого ушкодження.

У роботі [6] описано механізм руйнування композитного болтового з'єднання внаслідок зминання його контактних поверхонь та виділено чотири стадії процесу руйнування. Для вимірювання деформації отворів автори застосовували електрооптичний безконтактний екзотензометр. Для оцінювання внутрішнього пошкодження композита при різних рівнях навантаження автори використовували метод м'якої рентгенівської радіографії та фотографій, отриманих за допомогою електронного скануючого мікроскопа.

У роботі [7] визначено напруження зминання в багаторядному болтовому з'єднанні шаруватих вуглепластикових композитів шляхом вимірювання деформацій біля ізольованого отвору. За результатами випробувань, отриманих методом цифрової кореляції зображень, побудовано діаграму руйнування в координатах напруження-деформація та визначено допустимі напруження зминання, які відповідають збільшенню залишкової деформації діаметра отвору на 2 %.

Аналіз робіт, наведених в огляді, вказує на інтерес до вивчення поведінки болтових з'єднань силових елементів конструкцій із КМ та механізмів їх руйнування. Через складність і багатогранність питання, що розглядається, нині не розроблено апробованих методів прогнозування прогресуючого пошкодження та поведінки композитних ламінованих болтових з'єднань при їх руйнуванні. При цьому у своїх дослідженнях вчені застосовують експериментальні методи дослідження та чисельне моделювання на базі методу скінченних елементів.

Метою цієї роботи є дослідження впливу схеми укладання шарів композиційного полімерного матеріалу на розподіл контактних напружень у двозрізному болтовому з'єднанні.

Модель двозрізного болтового з'єднання складається з центральної смуги товщиною 6 мм (поз. 1), виготовленої з композиційного полімерного матеріалу на основі вуглецевого волокна і двох зовнішніх смуг (поз. 2) зі сталі 30ХГСНА, скріплених трьома болтами (поз. 3) діаметром 6 мм (рис. 1). Матеріал болтів, шайб та гайок – легована сталь 30ХГСА. Для захисту стінок отвору в композитній смузі від пошкодження встановлювали циліндричні втулки (поз.6) з внутрішнім діаметром 6 мм і товщиною стінки 2 мм. Матеріал втулок – титановий метал Ti-6Al-4V.

У роботі розглянуто вісім різних варіантів укладання шарів КМ для центральної смуги: варіант 1  $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_{3S}$  – 24 шари рівної товщини 0,25 мм; варіант 2  $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_S$  – 24 шари рівної товщини 0,25 мм; варіант 3  $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_{2S}$  – 16 шарів рівної товщини 0,375 мм; варіант 4  $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ]_S$  – 16 шарів рівної товщини 0,375 мм; варіант 5  $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/0^\circ/45^\circ]_S$  – 16 шарів рівної товщини 0,375 мм; варіант 6  $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ]_S$  – 16 шарів рівної товщини 0,375 мм; варіант 7  $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_S$  – 24 шари рівної товщини

0,25 мм та варіант 8  $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_S$  – 24 шари рівної товщини 0,25 мм.

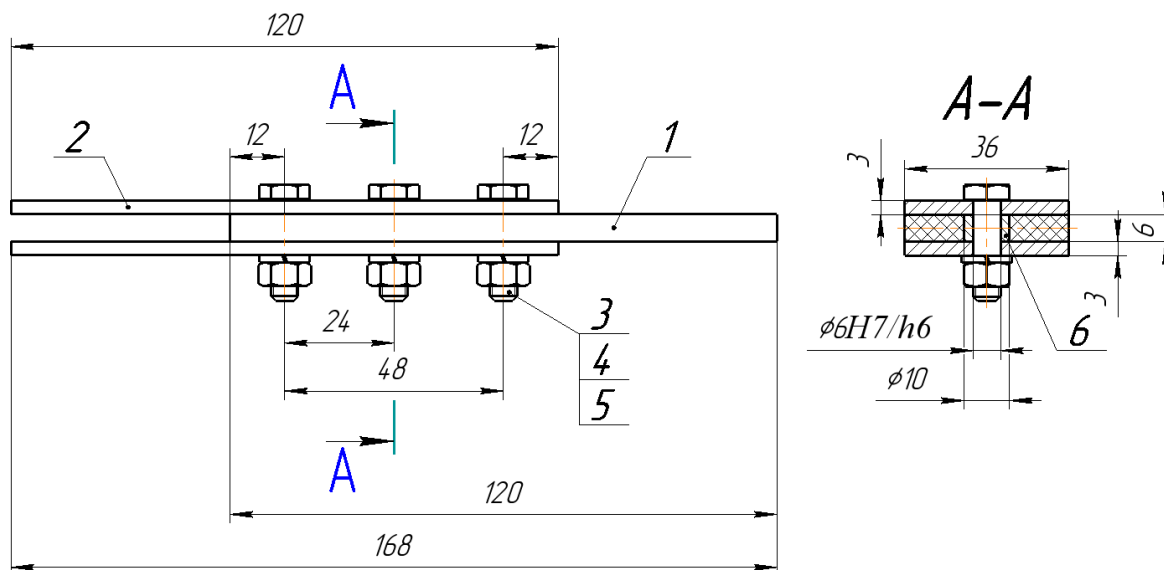


Рис. 1. Геометрична модель двозрізного болтового з'єднання

Усі розглянуті схеми укладання є симетричними. Схеми 1 і 3 є прикладом трансверсально-ізотропного композита, інші варіанти близькі до схеми трансверсально-ізотропного композита. Для розглянутих варіантів укладання варіювали відсотковий вміст шарів, орієнтованих за напрямками  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  і  $90^\circ$ , послідовність укладання шарів та товщину моношару. Так, для варіантів 1 і 3 відсотковий вміст шарів, орієнтованих у напрямку  $0^\circ$ , становив 25 %, у напрямках  $\pm 45^\circ$  – 50 %, у напрямку  $90^\circ$  – 25 %; для варіанта 2: напрямку  $0^\circ$  – 33,3 %, напрямку  $\pm 45^\circ$  – 50 %, напрямку  $90^\circ$  – 16,7 %; для варіантів 4 і 6: напрямку  $0^\circ$  – 37,5 %, напрямку  $\pm 45^\circ$  – 50 %, напрямку  $90^\circ$  – 12,5 %; для варіанта 5: напрямку  $0^\circ$  – 37,5 %, напрямку  $\pm 45^\circ$  – 37,5 %, напрямку  $90^\circ$  – 25 %; для варіанта 7: напрямку  $0^\circ$  – 33,3 %, напрямку  $\pm 45^\circ$  – 33,3 %, напрямку  $90^\circ$  – 33,3 % і варіанта 8: напрямку  $0^\circ$  – 41,7 %, напрямку  $\pm 45^\circ$  – 50 %, напрямку  $90^\circ$  – 8,3 %.

Для опису поведінки матеріалів елементів з'єднання в процесі їх деформування застосовували такі моделі: для центральної смуги (поз. 1) – 3D-модель пружного ортотропного тіла [8], що потребує завдання 9 незалежних пружних констант матеріалу: модулів пружності за трьома напрямками  $E_x$ ,  $E_y$  і  $E_z$ , модулів зсуву за трьома площинами  $G_{xy}$ ,  $G_{yz}$  і  $G_{xz}$ , а також трьох коефіцієнтів Пуассона  $\nu_{xy}$ ,  $\nu_{yz}$  і  $\nu_{xz}$ ; для зовнішніх накладок (поз. 2), кріплення (поз. 3–5) та втулок (поз. 6) – 3D-модель пружного ізотропного тіла [8], що описується двома незалежними пружними константами матеріалу: модуль пружності  $E$  і коефіцієнт Пуассона  $\nu_{xy}$ . Нижче наведено чисельні значення пружних констант матеріалів елементів двозрізного болтового з'єднання:

Матеріал 1 центральної смуги – полімерний композит на основі вуглецевого волокна: модулі пружності першого роду  $E_x = 1,21 \times 10^5$  МПа,  $E_y = E_z = 8,6 \times 10^3$  МПа, модулі зсуву  $G_{xy} = G_{yz} = 4,7 \times 10^3$  МПа і  $G_{xz} = 3,1 \times 10^3$  МПа, коефіцієнти Пуассона  $\nu_{xy} = \nu_{yz} = 0,27$  і  $\nu_{xz} = 0,4$ . Для аналізу руйнування шарів композита задавали руйнівні напруження та деформації: межа міцності при

розтягуванні в напрямку осі  $X$   $\sigma_{1B}^+ = 2231$  МПа, межа міцності при розтягуванні в напрямку осей  $Y$  і  $Z$   $\sigma_{2B}^+ = \sigma_{3B}^+ = 29$  МПа, межа міцності при стисканні у напрямку осі  $X$   $\sigma_{1B}^- = -1082$  МПа, межа міцності при стисканні у напрямку осей  $Y$  і  $Z$   $\sigma_{2B}^- = \sigma_{3B}^- = -100$  МПа, межа міцності при зсуві у площинах  $XY$  і  $XZ$   $\sigma_{12B} = \sigma_{13B} = 60$  МПа, межа міцності при зсуві у площині  $YZ$   $\sigma_{23B} = 32$  МПа, а також граничні деформації при розтягуванні у напрямку осі  $X$   $\varepsilon_{1B}^+ = 0,0167$ , граничні деформації при розтягуванні у напрямку осей  $Y$  і  $Z$   $\varepsilon_{2B}^+ = \varepsilon_{3B}^+ = 0,0032$ , граничні деформації при стисканні у напрямку осі  $X$   $\varepsilon_{1B}^- = -0,0108$ , граничні деформації при стисканні у напрямку осей  $Y$  і  $Z$   $\varepsilon_{2B}^- = \varepsilon_{3B}^- = -0,0192$ , граничні деформації при зсуві у площинах  $XY$  і  $XZ$   $\varepsilon_{12B} = \varepsilon_{13B} = 0,012$  та граничні деформації при зсуві у площині  $YZ$   $\varepsilon_{23B} = 0,011$  [9].

Матеріал 2 зовнішніх смуг – легована сталь 30ХГСНА: модуль пружності першого роду  $E = 2,1 \times 10^5$  МПа і коефіцієнт Пуассона  $\nu_{xy} = 0,3$  [10].

Матеріал 3 болтів, гайок та шайб – легована сталь 30ХГСА: модуль пружності першого роду  $E = 2,0 \times 10^5$  МПа і коефіцієнт Пуассона  $\nu_{xy} = 0,3$  [10].

Матеріал 4 втулок – титановий сплав Тi-6Al-4V: модуль пружності першого роду  $E = 1,14 \times 10^5$  МПа і коефіцієнт Пуассона  $\nu_{xy} = 0,33$  [11].

У роботі розглянуто випадок одновісного розтягування двозрізного болтового з'єднання шляхом завдання на вільному торці центральної смуги рівномірно розподілених розтягуючих зусиль, які відповідають рівню розтягуючих напружень у перерізі бруто 100 МПа. Враховуючи геометричну симетрію моделі та симетрію укладання шарів КМ відносно серединної поверхні центральної смуги, моделюємо половину моделі з'єднання із заданням відповідних умов симетрії у площині  $XZ$ . Розрахункову схему з'єднання із заданням граничних умов та зовнішнього навантаження показано на рис. 2.

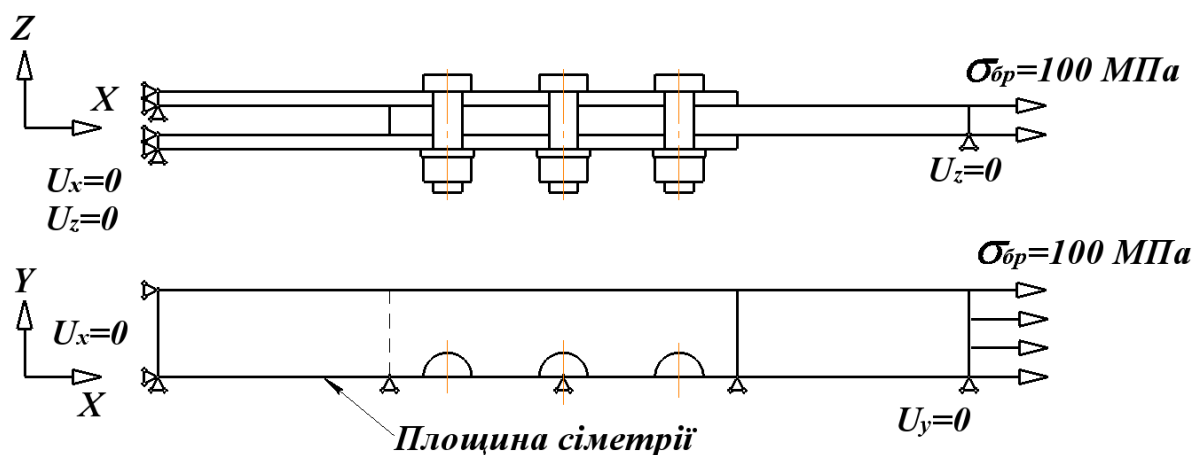


Рис. 2. Розрахункова схема двозрізного болтового з'єднання

Чисельне моделювання поведінки елементів двозрізного болтового з'єднання у разі одновісного розтягування центральної смуги з КМ проводили у системі ANSYS Workbench 2019 R3. Скінченноелементну модель двозрізного болтового з'єднання показано на рис. 3.

Для розбиття конструктивних елементів болтового з'єднання, виготовлених з металевих матеріалів (верхня та нижня смуга, втулки, болти, гайки та шайби), застосовували тривимірний скінченний елемент твердого деформованого тіла SOLID186 [12]. При цьому вибирали формулювання елемента, що застосовується для опису однорідного твердого деформованого тіла, вказавши значення опції KEYOPT(3) = 0. Для центральної смуги, виготовленої з полімерного КМ вибирали формулювання елемента SOLID186, що застосовується для опису багатошарового твердого деформованого тіла, указавши значення опції KEYOPT(3) = 1. Елемент SOLID186 визначається 20 вузлами, які мають три ступені свободи в кожному вузлі: переміщення у напрямках осей X, Y та Z вузлової системи координат.

Скінченноелементну модель центральної смуги створювали за допомогою програми ANSYS Composite PrePost шляхом витягування плоскої оболонкової геометрії у напрямку осі Z. При цьому для багатошарової оболонкової конструкції попередньо задавали положення, напрям укладання, товщину і матеріал кожного окремого шару полімерного композиційного матеріалу.

Для побудови регулярної скінченноелементної сітки, що містить елементи у формі гексаедра, вихідну геометрію було розбито на зони простої геометричної форми, які відповідають шаблонам побудови регулярної сітки. При цьому в зонах поблизу концентраторів напружень генерували дрібну сітку (середній розмір елемента – 1 мм), а в зонах, віддалених від концентраторів напружень, більшу сітку (середній розмір елемента – 3 мм). Для зовнішніх смуг кількість елементів за товщиною дорівнює трьом, а для центральної смуги з КМ – дорівнює кількості шарів композиційного матеріалу.

Для моделювання контактної взаємодії та передачі навантаження між елементами двозрізного болтового з'єднання застосовували загальне формулювання контакту деформованих твердих тіл Surface-to-Surface, яке допускає зміну статусу контактних поверхонь. При цьому враховували наявність тертя між поверхнями, що контактують, шляхом задання коефіцієнта тертя ковзання  $\mu = 0,6$ . Також використовували несиметричну схему опису контактної взаємодії, для якої контактні поверхні одного з тіл визначені як цільові поверхні, що розбиваються за допомогою елементів TARGE170 [13], а контактні поверхні іншого тіла визначено як поверхні контакту, що розбиваються за допомогою елементів CONTA174 [14]. Для пошуку зон контакту застосовували метод штрафних функцій з контролем взаємного проникнення вузлів на поверхнях контактуючих тіл. При цьому вибирали гауссові точки як точки пошуку контакту.

З метою спрощення моделі та зниження обчислювальних витрат різь на відповідних поверхнях болтів та гайок не моделювали, при цьому розглядали випадок ідеального контакту між стрижнями болтів та гайками. Клейове з'єднання втулок при їх встановленні в отвори центральної смуги моделювали, використовуючи формулювання нерозривного контакту Bonded Contact, яке не дозволяє відносного переміщення контактних поверхонь.

Скінченноелементна модель болтового з'єднання містить 15993 елементи та 49452 вузла.

Наявність в скінченноелементній моделі контактних елементів зі змінним статусом контактних поверхонь робить завдання нелінійним. Для вирішення задачі використовували метод Ньютона-Рафсона з автоматичним керуванням кроку навантаження.

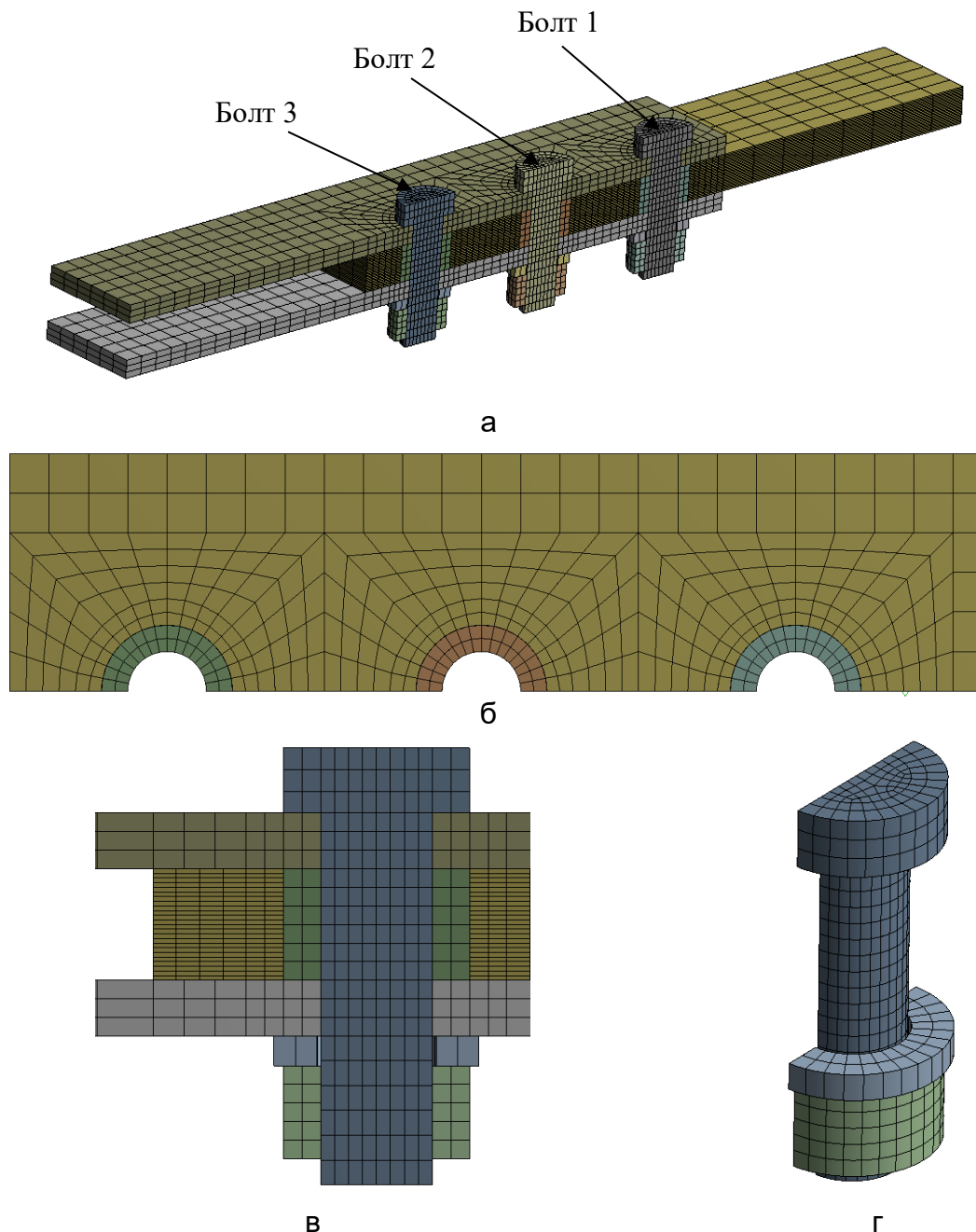


Рис. 3. Скінченноелементна модель двозрізного болтового з'єднання:  
 а – скінченноелементна модель болтового з'єднання у зборі (ізометрія);  
 б – фрагмент скінченноелементної моделі центральної смуги з втулками, що встановлено в отвори (вигляд зверху); в – фрагмент скінченноелементної моделі з'єднання у зоні установлення крайнього болта (фронтальний вид);  
 г – скінченноелементна модель кріпильних елементів (ізометрія)

Результат чисельного розв'язання задачі містить поля розподілу контактних напружень в елементах двозрізного болтового з'єднання для всіх варіантів укладання шарів композита, які розглянуто в роботі.

На рис. 4–11 одиниці вимірювання напружень – МПа, у підписках літери позначають номер болта: а – болт 1, б – болт 2, в – болт 3. Нумерацію болтів показано на рис. 3.

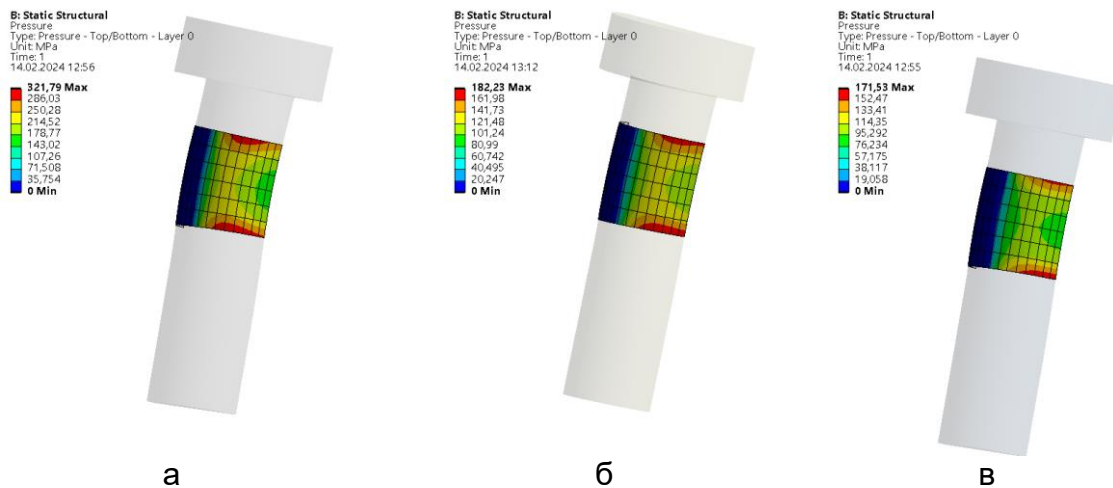


Рис. 4. Поле розподілу контактних напружень на поверхнях контакту стрижень болта–втулка для варіанта 1 укладання шарів композита

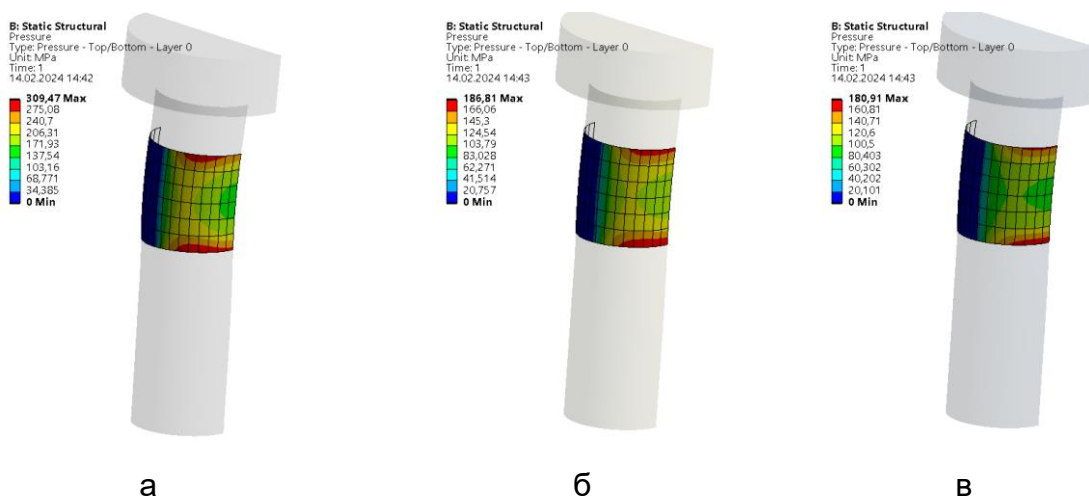


Рис. 5. Поле розподілу контактних напружень на поверхнях контакту стрижень болта–втулка для варіанта 2 укладання шарів композита

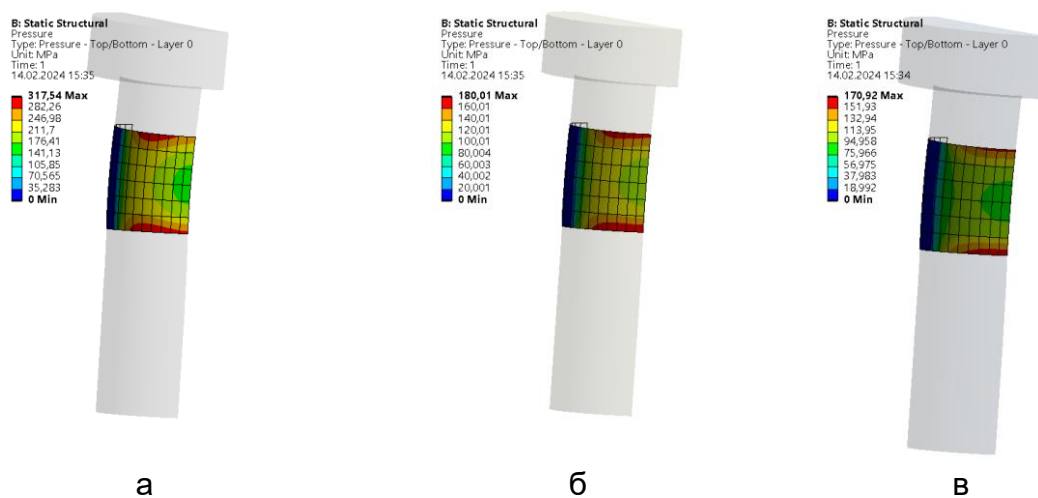


Рис. 6. Поле розподілу контактних напружень на поверхнях контакту стрижень болта–втулка для варіанта 3 укладання шарів композита

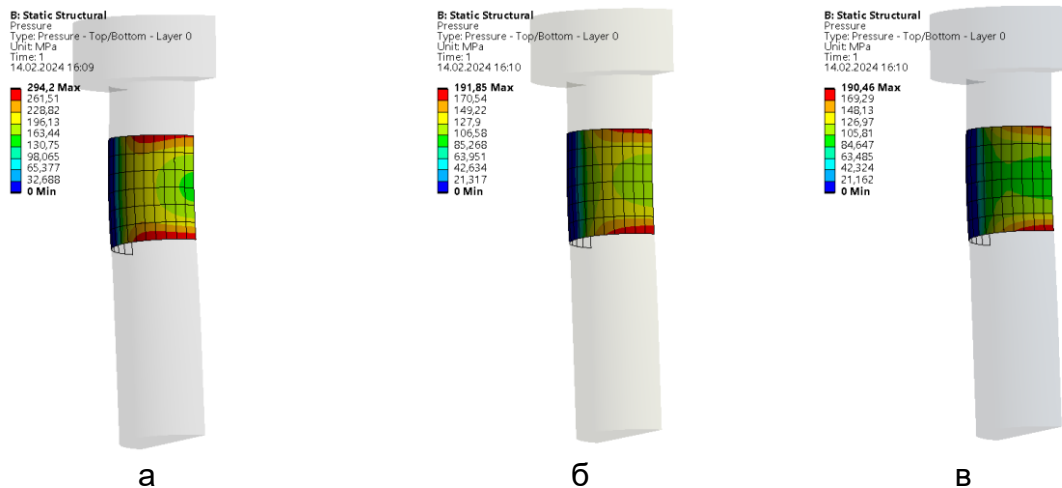


Рис. 7. Поле розподілу контактних напружень на поверхнях контакту стрижень болта–втулка для варіанта 4 укладання шарів композита

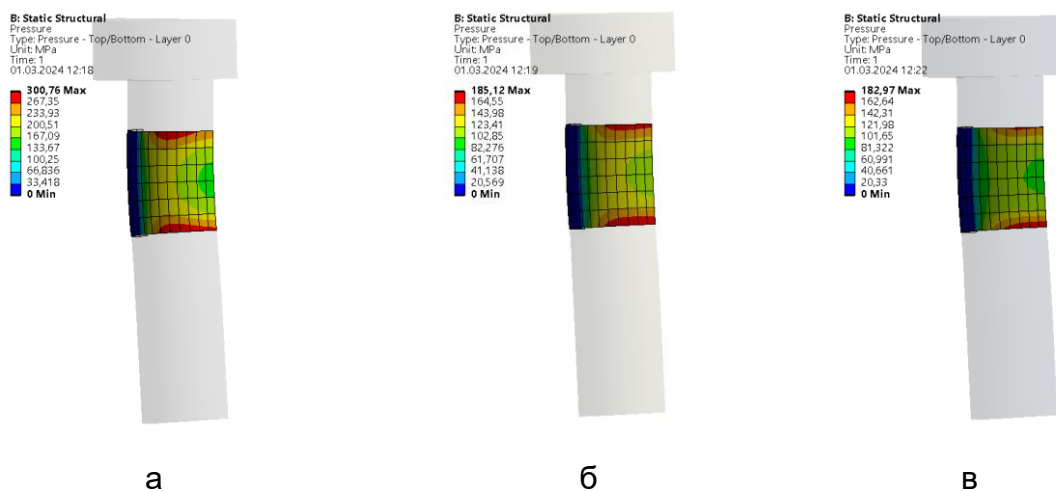


Рис. 8. Поле розподілу контактних напружень на поверхнях контакту стрижень болта–втулка для варіанта 5 укладання шарів композита

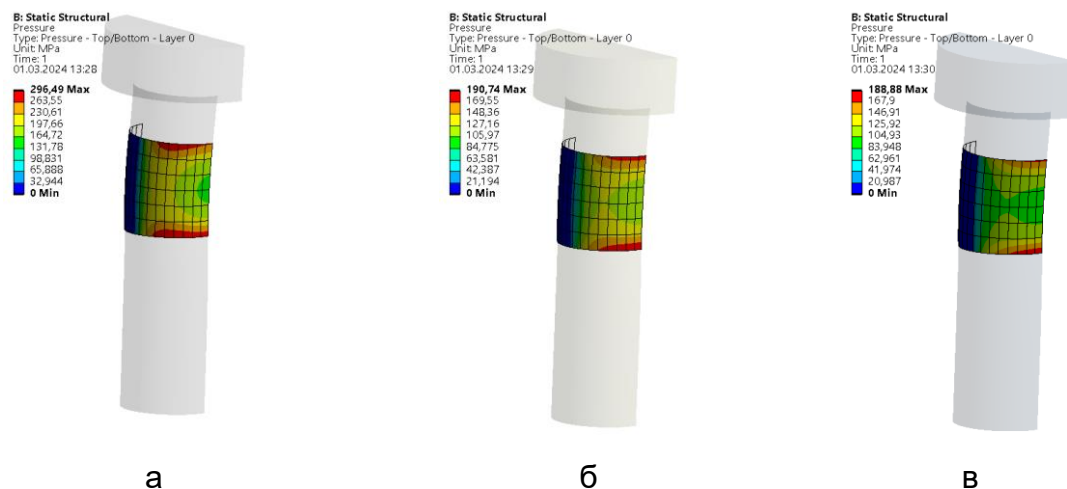


Рис. 9. Поле розподілу контактних напружень на поверхнях контакту стрижень болта–втулка для варіанта 6 укладання шарів композита

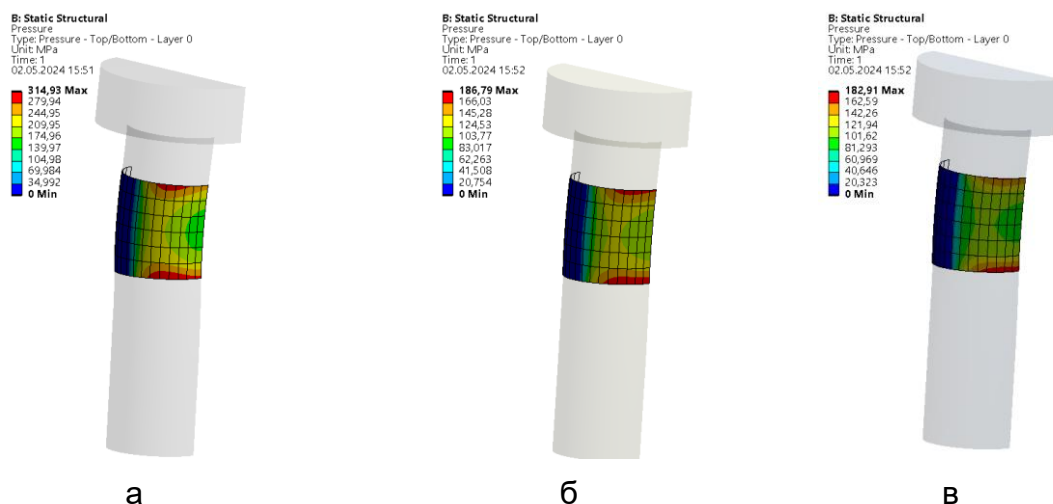


Рис. 10. Поле розподілу контактних напружень на поверхнях контакту стрижень болта–втулка для варіанта 7 укладання шарів композита

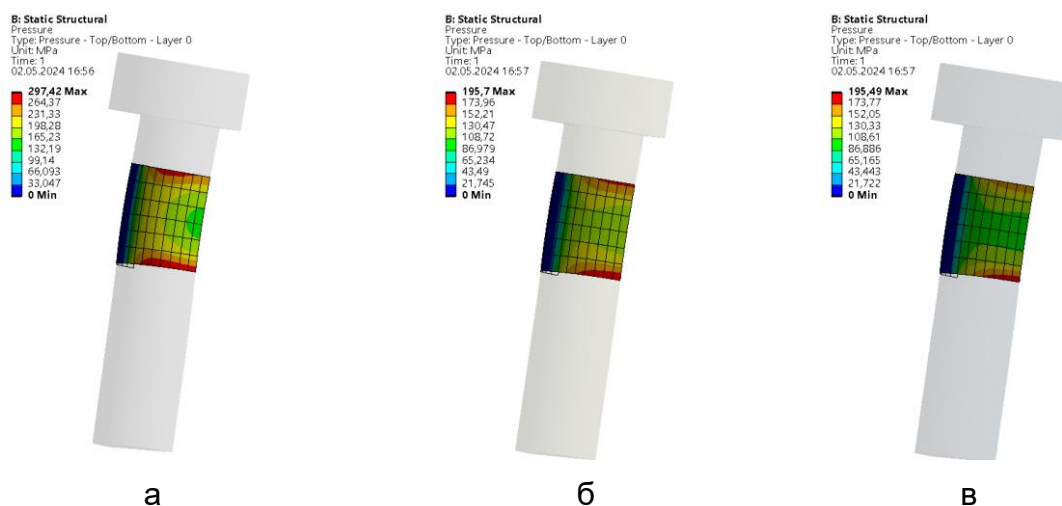


Рис. 11. Поле розподілу контактних напружень на поверхнях контакту стрижень болта–втулка для варіанта 8 укладання шарів композита

Аналізуючи поля розподілу контактних напружень для окремо взятого кріпильного елемента, можна зробити такий висновок: має місце концентрація контактних напружень з локалізацією зони максимальних контактних напружень по межі області контакту, що пов'язано з локальним вигином стрижнів болтів (рис. 12). На рис. 12 одиниці вимірювання переміщень – мм. Крім того, контактні напруження нерівномірно розподілені між елементами кріплення, що пояснюється нерівномірністю розподілу зусилля, що передається кріпильним елементом. Для всіх аналізованих варіантів укладання шарів композита контактні напруження для крайнього болта (болт 1) виявилися максимальними (рис. 13). На рис. 13 цифрами позначено варіанти укладання шарів КМ для центральної смуги, які прийняті на початку роботи.

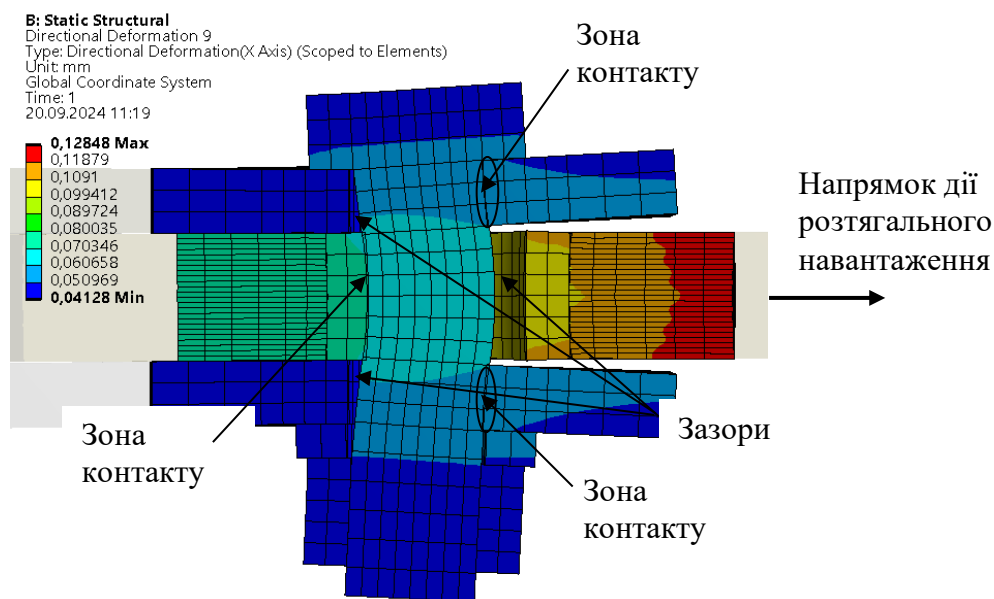


Рис. 12. Характер розподілу осьових переміщень  $U_x$  у зоні крайнього болта двозрізного болтового з'єднання (масштаб деформацій – 36)

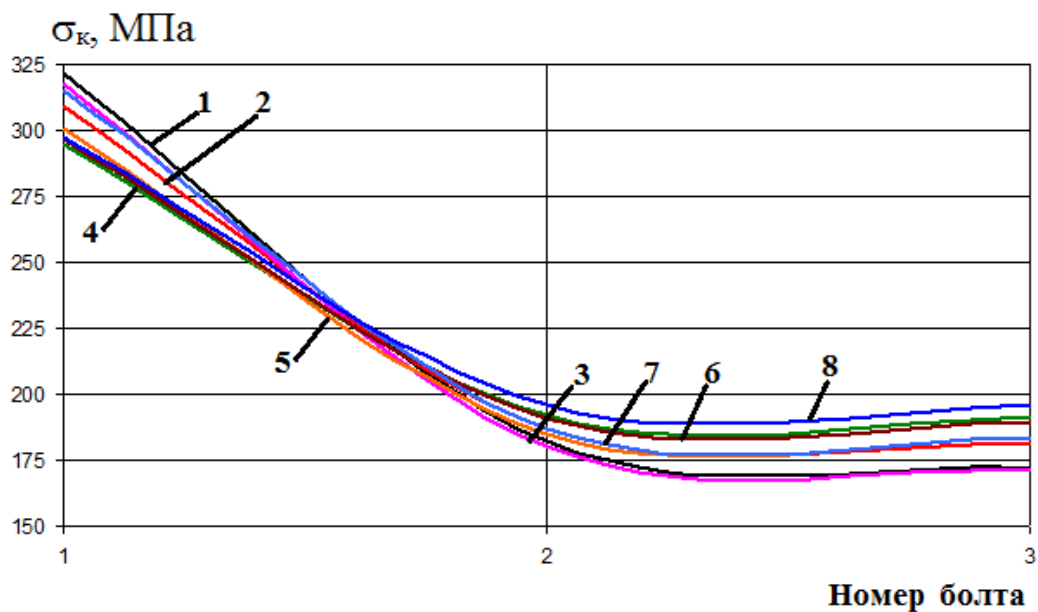


Рис. 13. Вплив варіанта укладання шарів композита на величину максимального контактного напруження на поверхнях контакту стрижень болта–втулка

Результат розподілу максимальних контактних напружень за окремими кріпильними елементами показує, що найменші значення (1,52 і 1,55) коефіцієнта концентрації контактних напружень відповідають схемам 8 і 4. При цьому, для схеми 1 коефіцієнт концентрації контактних напружень максимальний (1,88). Досліджено вплив схеми укладання шарів КМ на величину максимальних контактних напружень (рис. 14).

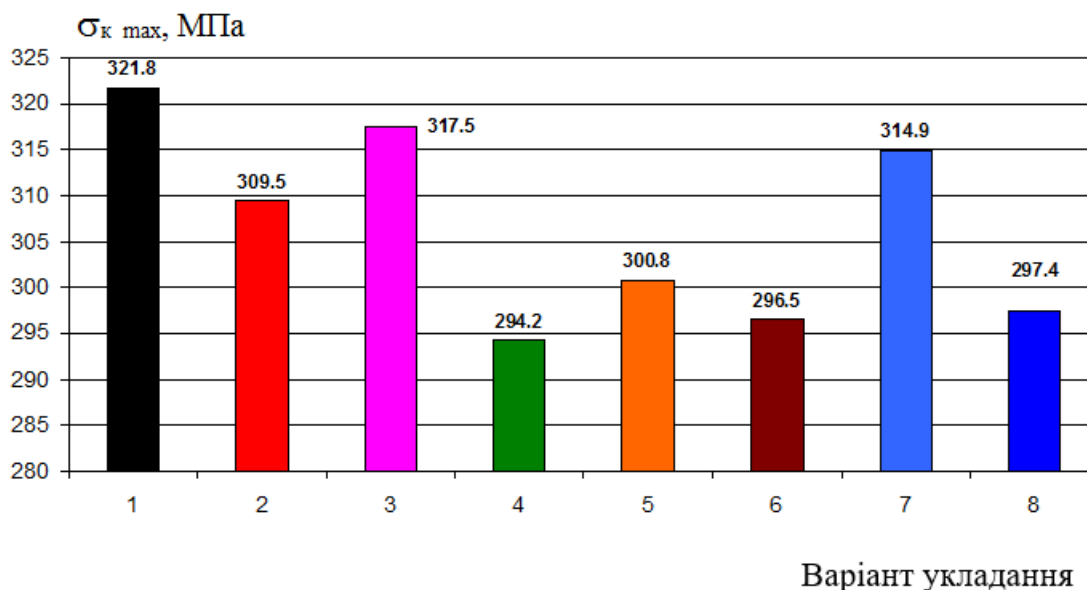


Рис. 14. Вплив схеми укладання шарів КМ на величину максимальних контактних напружень у двозрізному болтовому з'єднанні

Для варіанта 4 отримано мінімальне значення (294,2 МПа) контактних напружень. Близькими за значеннями до варіанта 4 виявилися варіанти 6 і 8.

Вплив схеми укладання шарів композиційного матеріалу на розподіл контактних напружень в елементах двозрізного болтового з'єднання полягає в такому: зміна напрямку та послідовності укладання шарів, а також товщини моношару призводить до зміни локальної жорсткості композитної смуги в зоні отворів, від чого залежить овалізація отворів, а це в свою чергу впливає на розподіл контактних напружень.

### Висновки

1. Використовуючи метод скінченних елементів, який реалізовано в системі ANSYS Workbench 2019 R3, отримані поля розподілу контактних напружень в зонах контакту болт–титанова втулка двозрізного композитного болтового з'єднання у випадку одновісного розтягування центральної смуги зусиллями, що відповідають рівню розтягуючих напружень у перерізі бруто 100 МПа.

2. Досліджено вплив схеми укладання шарів композиційного полімерного матеріалу на розподіл контактних напружень в елементах двозрізного болтового з'єднання.

3. Аналіз полів розподілу контактних напружень указує на наявність концентрації контактних напружень з локалізацією зони максимальних напружень на межах області контакту, що пов'язано з локальним вигином стрижнів болтів. Крім того, контактні напруження нерівномірно розподілені між елементами кріплення, що пояснюється нерівномірністю розподілу зусилля, яке передають кріпильні елементи.

4. Шляхом оптимізації схеми укладання шарів вдалося знизити рівень максимальних контактних напружень в 1,1 раза. При цьому ступінь нерівномірності розподілу контактних напружень знизився в 1,21 раза. Оптимальним виявився варіант 4 укладання, для якого 37,5 % шарів орієнтовано

під кутом 0°, 50 % шарів – під кутами  $\pm 45^\circ$  і 12,5 % шарів – під кутом 90°.

### Список літератури

1. Гребеников, А. Г. Влияние материала полосы и схемы укладки слоев композиционного материала на коэффициент концентрации напряжений в полосе с отверстием при ее растяжении / А. Г. Гребеников, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – Харьков: ХАИ, 2022. – Вып. 96 – С. 153–166.

2. Liu, G. Investigation on the Progressive Damage and Bearing Failure Behavior of Composite Laminated Bolted Joints under Tension / G. Liu, C. Li, W. Luo, F. Liao, Y. Zhang and S. Zeng // Crystals. – 2023, 13, 729. <https://doi.org/10.3390/cryst13050729>.

3. Li, X. Selection and analysis of optimum stacking sequence and geometry dimensions on bismaleimides composite joints under tensile loading / X. Li, L. Wang, W. Zhao, H. Wu, B. Xu // Polymer Testing. – 2022, 105, 107421. <https://doi.org/10.1016/j.polimertesting.2021.107421>.

4. Torres-Arellano, M. Bearing Strength and Failure Mechanisms of Riveted Woven Carbon Composite Joints / M. Torres-Arellano, M. Bolom-Martinez, E. A. Franco-Urquiza, R. Perez-Mora, O. A. Jimenez-Arevalo and Ph. Olivier // Aerospace. – 2021, 8, 105. <https://doi.org/10.3390/aerospace8040105>.

5. McCarthy, C. T. Predicting Failure in Multi-bolt Composite Joints using Finite Element Analysis and Bearing-bypass Diagrams / C. T. McCarthy, M. A. McCarthy, M. D. Gilchrist // Key Engineering Materials. – 2005. – v. 293-294. – pp. 591–598.

6. Xiao, Y. Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints. Part I: Experimental investigation / Y. Xiao, T. Ishikawa // Composites Science and Technology. – 2005. – V. 65. – pp. 1021–1031.

7. Оцінювання міцності болтових з'єднань композитних пластин / Я. Л. Іваницький, М. М. Гвоздюк, О. П. Максименко, С. Клиш, Є. В. Харченко, Р. О. Шишковський // Фізико-хімічна механіка матеріалів. – Львів. – 2019. – Т. 55, вип. 2. – С. 116–121.

8. ANSYS Mechanical APDL 2024 R2. Command Reference. TB Command. Режим доступу: [https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans\\_cmd/Hlp\\_C\\_TB.html%23belasticpec](https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans_cmd/Hlp_C_TB.html%23belasticpec) – 22.09.2024. Назва з екрана.

9. Vosniakos, G-Ch. Exploring Structural Design of the Francis Hydro-turbine Blades using Composite Materials / G-Ch. Vosniakos. – Режим доступу: [https://www.researchgate.net/publication/340784696\\_EXPLORING\\_STRUCTURAL\\_DESIGN\\_OF\\_THE\\_FRANCIS\\_HYDRO-TURBINE\\_BLADES\\_USING\\_COMPOSITE\\_MATERIALS](https://www.researchgate.net/publication/340784696_EXPLORING_STRUCTURAL_DESIGN_OF_THE_FRANCIS_HYDRO-TURBINE_BLADES_USING_COMPOSITE_MATERIALS) – 22.09.2024. – Назва з екрана.

10. Авиационные материалы. Т. 1. Конструкционные стали: Справ. в 9 т. / под общей ред. А.Т. Туманова. – М. : ОНТИ. – 1975. – 429 с.

11. Titanium Ti-6Al-4V – ASM. Aerospace Specification Metals Inc. – Режим доступу: <https://asm.matweb.com/search/specifcmaterial.asp?bassnum=mtp641> – 22.09.2024. – Назва з екрану.

12. ANSYS Mechanical APDL 2024 R2. Element Reference. Chapter 7: Element Library. SOLID186. Режим доступу: [https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans\\_elem/](https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans_elem/)

[Hlp\\_E\\_SOLID186.html](#) – 22.09.2024. – Назва з екрана.

13. ANSYS Mechanical APDL 2024 R2. Element Reference. Chapter 7: Element Library. TARGE170. – Режим доступу: [https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans\\_elem/Hlp\\_E\\_TARGE170.html](https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans_elem/Hlp_E_TARGE170.html)

[Hlp\\_E\\_TARGE170.html](#) – 22.09.2024. – Назва з екрана.

14. ANSYS Mechanical APDL 2024 R2. Element Reference. Chapter 7: Element Library. CONTA174. – Режим доступу: [https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans\\_elem/Hlp\\_E\\_CONTA174.html](https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans_elem/Hlp_E_CONTA174.html)

[Hlp\\_E\\_CONTA174.html](#) – 22.09.2024. – Назва з екрана.

## References

1. Grebenikov, A. G. Vliyanie materiala polosity s schemy ukladki sloev kompozicionnogo materiala na koefficient konceptracii napryazheniy v polose s otverstiem pri eye rastyazhenii / A.G. Grebenikov, S.P. Svetlichyj // Otkrytye informacionnye i komp'yuternye integrirovannye technologii: sb. nauch. tr. Nac. aerokosmicheskogo un-ta im. N.E. Zhykovskogo «Kharkovskiy aviacionnyj institut». – X.: KhAI, 2022. – Vyp. 96 – S. 153–166.

2. Liu, G. Investigation on the Progressive Damage and Bearing Failure Behavior of Composite Laminated Bolted Joints under Tension / G. Liu, C. Li, W. Luo, F. Liao, Y. Zhang and S. Zeng // Crystals. – 2023, 13, 729. <https://doi.org/10.3390/cryst13050729>.

3. Li, X. Selection and analysis of optimum stacking sequence and geometry dimensions on bismaleimides composite joints under tensile loading / X. Li, L. Wang, W. Zhao, H. Wu, B. Xu // Polymer Testing. – 2022, 105, 107421. <https://doi.org/10.1016/j.polimertesting.2021.107421>.

4. Torres-Arellano, M. Bearing Strength and Failure Mechanisms of Riveted Woven Carbon Composite Joints / M. Torres-Arellano, M. Bolom-Martinez, E. A. Franco-Urquiza, R. Perez-Mora, O. A. Jimenez-Arevalo and Ph. Olivier // Aerospace. – 2021, 8, 105. <https://doi.org/10.3390/aerospace8040105>.

5. McCarthy, C.T. Predicting Failure in Multi-bolt Composite Joints using Finite Element Analysis and Bearing-bypass Diagrams / C.T. McCarthy, M.A. McCarthy, M.D. Gilchrist // Key Engineering Materials. – 2005. – v. 293-294. – pp. 591–598.

6. Xiao, Y. Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints. Part I: Experimental investigation / Y. Xiao, T. Ishikawa / Composites Science and Technology. – 2005. – v. 65. – pp. 1021–1031.

7. Ivanytskyy, Ya. L. Otsynyuvannya mitsnosti boltovykh z`ednan kompozytnykh plastyn / Ya. L. Ivanytskyy, M.M. Hvozdyuk, O.P. Maksymenko, S. Klysh, Ye.V. Kharchenko, R.O. Shyshkovskiy // Fyzyko-khimichna mekhanika materialiv. – Lviv. – 2019. – Tom 55, Vyp. 2. – S. 116–121.

8. ANSYS Mechanical APDL 2024 R2. Command Reference. TB Command. Avialible: [https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans\\_cmd/Hlp\\_C\\_TB.html%23tbelasticpec](https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans_cmd/Hlp_C_TB.html%23tbelasticpec) – 22.09.2024. – Nazva z ekrana.

9. Vosniakos, G-Ch. Exploring Structural Design of the Francis Hydro-turbine Blades using Composite Materials / G-Ch. Vosniakos. – Rezhym dostupu: [https://www.researchgate.net/publication/340784696\\_EXPLORING\\_STRUCTURAL\\_DESIGN\\_OF\\_THE\\_FRANCIS\\_HYDRO-TURBINE\\_BLADES\\_USING\\_COMPOSITE\\_MATERIALS](https://www.researchgate.net/publication/340784696_EXPLORING_STRUCTURAL_DESIGN_OF_THE_FRANCIS_HYDRO-TURBINE_BLADES_USING_COMPOSITE_MATERIALS) – 22.09.2024. – Nazva z ekrana.

10. Aviacionnye materialy. Tom 1. Konstrukcionnye stali. Spravochnik v 9

tomah. / Pod obschey red. A.T. Tumanova. – M.: ONTI. – 1975. – 429 c.

11. Titanium Ti–6Al–4V – ASM. Aerospace Specification Metals Inc. Available: <https://asm.matweb.com/search/specificmaterial.asp?bassnum=mtp641> – 22.09.2024.

12. ANSYS Mechanical APDL 2024 R2. Element Reference. Chapter 7: Element Library. SOLID186. Available: [https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans\\_elem/Hlp\\_E\\_SOLID186.html](https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans_elem/Hlp_E_SOLID186.html) – 22.09.2024. – Nazva z ekrana.

13. ANSYS Mechanical APDL 2024 R2. Element Reference. Chapter 7: Element Library. TARGE170. Available: [https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans\\_elem/Hlp\\_E\\_TARGE170.html](https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans_elem/Hlp_E_TARGE170.html) – 22.09.2024. – Nazva z ekrana.

14. ANSYS Mechanical APDL 2024 R2. Element Reference. Chapter 7: Element Library. CONTA174. Available: [https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans\\_elem/Hlp\\_E\\_CONTA174.html](https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/ans_elem/Hlp_E_CONTA174.html) – 22.09.2024. – Nazva z ekrana.

Надійшла до редакції 22.08.2024, розглянута на редколегії 22.08.2024

## **Analysis of contact stress distribution in double-shear bolted joints of composite and metal parts**

Bolted joining technique is the dominant joining method for CFRP load-carrying structures in aircraft. However, the weak point of such structures are the areas located in the vicinity of the fastener holes, which are the areas of increased stress concentration. In addition, drilling the holes results in structural discontinuities due to cutting material fibers. Among all failure modes of composite bolted joint, bearing failure is one of the most common type of damage. This failure is caused by the local compressive stresses acting normal to the contact surface, that leads to delamination of material due to insufficient strength of matrix. Therefore, it is extremely important to optimize the design of composite bolted joints in order to enhance the entire composite structure. To increase the load-carrying capacity of the composite joint structural parts and protect the hole walls from damage, a method for installing titanium bushing with glue into the holes of composite plate is proposed. The paper presents the results of numerical analysis of the impact of stacking sequence on the distribution of contact stresses in a double-shear bolted joint of composite plate to steel cover plates. Using the finite element method and ANSYS Workbench 2019 R3 software, a three-dimensional finite element model of a double-shear bolted joint was created, which enables to analyze the impact of the stacking sequence on the distribution of contact stresses at the bolts to titanium bushings interface in the case of uniaxial tension of the middle composite plate at the level of tensile stresses in the gross section of 100 MPa. The obtained result explains the fundamental difference in the behavior of composite and metal materials: due to the change in the orientation and sequence stacking, the stiffness of the composite element of the joint changes, which affects the ovalization of the holes and the level of local deformations of the bushings, which in turn leads to a change in the maximum contact stresses and their concentration. By optimizing stacking sequence, it was possible to reduce the level of maximum contact stresses by 1.1 times. At the same time, the degree of unevenness of the distribution of contact stresses decreased by 1.21 times. The optimal stacking sequence was one in which

37.5% of the fibers oriented at an angle of  $0^\circ$ , 50% of the fibers oriented at angles of  $\pm 45^\circ$ , and 12.5% of the fibers oriented at an angle of  $90^\circ$ .

**Keywords:** double-shear bolted joint, contact stresses, polymer composite materials, stacking sequence, numerical modeling, finite element method, failure modes, bearing.

#### **Відомості про авторів:**

**Гребеніков Олександр Григорович** – доктор техн. наук, професор, каф. проект. літаків та вертольотів, Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: [agrebenikov@khai.edu](mailto:agrebenikov@khai.edu). ORCID: 0000-0002-1509-0665.

**Світличний Сергій Петрович** – к.т.н., доцент кафедри теоретичної механіки, машинознавства та роботомеханічних систем, Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: [s.svetlichniy@khai.edu](mailto:s.svetlichniy@khai.edu), ORCID: 0000-0001-5103-1999.

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

**Grebenikov Oleksandr** – Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University named after N.E. Zhukovsky “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: [agrebenikov@khai.edu](mailto:agrebenikov@khai.edu). ORCID: 0000-0002-1509-0665.

**Svetlichniy Sergey** – Ph.D, assistant professor of theoretical mechanics, machinery design and robotics systems department, National Aerospace University named after N.E. Zhukovsky “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: [s.svetlichniy@khai.edu](mailto:s.svetlichniy@khai.edu), ORCID: 0000-0001-5103-1999.