

doi: 10.32620/oikit.2022.96.08

УДК 620.22-419.8

А. Г. Гребеников, С. П. Светличный

Влияние материала полосы и схемы укладки слоев композиционного материала на коэффициент концентрации напряжений в полосе с отверстием при ее растяжении

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

В настоящее время наметилась тенденция увеличения доли применения композиционных материалов в конструкциях современной аэрокосмической техники. Опыт эксплуатации ответственных конструкций авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов показал, что их применение взамен конструкций из металлических сплавов обеспечивает снижение массы конструкции до 30–50 %, повышение ресурса – в 2–5 раз, снижение трудоемкости изготовления на 20–40 % и материалоемкости – до 50 %. Применение композиционных материалов в конструкции объектов авиационной техники требует разработки и применения методов оценки их статической и усталостной прочности. Исследовано влияние материала полосы и схемы укладки слоев композиционного материала на распределение нормальных напряжений и коэффициент концентрации напряжений в полосе с отверстием при $B/d=6$ в условиях одноосного растяжения. Расчетным путем установлено, что в случае ориентации слоев в одном направлении с углом $\theta=0^\circ$ максимальное нормальное напряжение σ_x в 1,5 раза больше, чем соответствующее значение напряжений в полосе с отверстием из алюминиевого сплава Д16Т. Применение схемы укладки $\theta [45^\circ/-45^\circ]$ позволяет снизить уровень максимальных напряжений σ_x до уровня напряжений в полосе с отверстием из сплава Д16Т. При этом зона максимальных напряжений смещается от вертикальной диаметральной точки по дуге отверстия на угол $22,5^\circ$. Для тканного композита уровень максимальных нормальных напряжений σ_x ниже, чем соответствующий уровень напряжений для волокнистого композита. В случае применения схемы укладки $\theta [45^\circ/-45^\circ]$ уровень максимальных нормальных напряжений σ_x ниже, чем уровень соответствующих напряжений в полосе с отверстием из сплава Д16Т. Установлено, что в отличие от полосы из сплава Д16Т в полосе с отверстием из КМ при $B/d=6$ значения коэффициента концентрации напряжений могут быть меньше или больше, чем 3, что объясняется влиянием схемы укладки слоев на значение коэффициента концентрации напряжений. Для тканного композита в случае применения схемы укладки $\theta [45^\circ/-45^\circ]$ получили значение коэффициента концентрации напряжений равное 2,28.

Ключевые слова: волокнистый композит, тканый композит, полоса с отверстием, схема укладки, коэффициент концентрации напряжений, метод конечных элементов.

Введение

Авиастроение является одной из высокотехнологичных отраслей промышленности, где применение современных полимерных и композиционных материалов играет важную роль. В настоящее время наметилась тенденция увеличения доли применения композиционных материалов в конструкциях современной аэрокосмической техники, что обусловлено высоким уровнем их эксплуатационных свойств, значительно превышающим таковой для традиционно используемых металлов и сплавов. Они сочетают в себе высокую прочность и удельную жесткость, малую чувствительность к концентраторам напряжений и высокое сопротивление усталостному разрушению. Кроме того, они обладают повышенными электрофизическими, антифрикционными,

теплозащитними свойствами, эрозионной стойкостью, радиопрозрачностью и радиопоглощающими свойствами. Опыт эксплуатации ответственных конструкций авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов показал, что их применение взамен конструкций из металлических сплавов обеспечивает снижение массы конструкции до 30...50 %, повышение ресурса – в 2–5 раз, снижение трудоемкости изготовления на 20...40 % и материалоемкости – до 50 % [1].

Так к примеру ранние версии самолетов А310 и В767 содержали всего 5-6 % стекловолоконных композиционных материалов. Но уже в 1986 г. конструкция А310-200 была модернизирована, что помогло повысить топливную эффективность. Среди изменений было изготовление вертикального оперения из углепластиков, а также тормоза колёс стали делать из композитов на основе углеродных волокон. В самолётах А320, А340 и В777 было использовано 10-15 % композиционных материалов по весу. На этом этапе минимальное количество материала применялось для изготовления силовых деталей и узлов, в основном КМ применялся для отделочных работ в салонах, в обтекателях, зализах и оперениях. В современных самолётах компаний Airbus А350 и Boeing В787 Dreamliner доля композиционных материалов по массе превышает 50 %. В конструкции А350 52 % от веса самолёта составляют композиционные материалы, 20 % – алюминий, 14 % – титан, 7 % – сталь, 7 % – остальные. В самолёте В787 схожее соотношение: 50 % – композиционные материалы, 20 % – алюминий, 15 % – титан, 10 % – сталь, 5 % – остальные [2].

Применение композиционных материалов в конструкции объектов авиационной техники требует разработки и применения методов оценки их статической и усталостной прочности. Если для алюминиевых сплавов, сталей и титана есть многолетняя статистика, подтверждающая характеристики и работу этих материалов в конструкции, то для композиционных материалов их значительно меньше.

В работе [3] представлены результаты экспериментального исследования влияния типа укладки угла несоосности армирующих волокон на прочность композитов при растяжении, изгибе, межслойном сдвиге и прочность при смятии болтовых соединений. Показано, что прочность при растяжении и изгибе однонаправленных стеклопластиков более чувствительна к углу несоосности, чем ортогонально армированных [0 °/90 °].

В работе [4] представлены результаты численного исследования влияния конфигурации отверстий на распределение полей деформаций и напряжений в окрестности этих концентраторов. Рассмотрена физически нелинейная модель трансверсально-изотропных тел с отверстием. Для описания анизотропии механических свойств материалов применена структурно-феноменологическая модель, согласно которой исходный материал представляется в виде комплекса из двух совместно работающих изотропных материалов. Для решения задачи теории пластичности применяется упрощенная теория малых упругопластических деформаций для трансверсально-изотропного тела. Эта теория открывает возможности для решения конкретных прикладных задач, в том числе и для тел с отверстиями.

В работе [5] представлены результаты экспериментального исследования для прямоугольной пластины с отверстиями из полимерного материала. Исследовано распределение коэффициента концентрации напряжений на контуре отверстия для пластины с одним и двумя отверстиями

при $L = 3R$. Проведено сравнение экспериментальных результатов с аналитическими и численными, полученными с помощью МКЭ.

В работе [6] применена теория анизотропных оболочек для определения коэффициента концентрации напряжений в пластине с круглым отверстием из композиционного материала AS/3501-5. Исследовано влияние размеров отверстия на концентрацию напряжений с применением критериев напряжений в точке и средних напряжений. Получено хорошее согласование теоретических результатов с результатами эксперимента. Установлено, что путем выбора схемы укладки можно добиться снижения коэффициента концентрации напряжений.

В работе [7] получено решение задачи о распределении напряжений вокруг эллиптического выреза в бесконечной пластине из композиционного материала на основе метода комплексных переменных. Исследовано влияние угла укладки, вида нагружения, объемной фракции волокон, изменения температуры и материала волокон на распределение напряжений в пластине с эллиптическим отверстием.

В работе [8] рассмотрено аналитическое решение задачи о концентрации напряжений в зоне отверстия в многослойной пластине и пластине из тканого композита для случаев свободного и заполненного отверстия при различных вариантах нагружения в плоскости пластины. Получено хорошее согласование результатов решения с результатами натурного эксперимента.

В работе [9] приведены результаты теоретического и экспериментального исследования концентрации напряжений вблизи отверстий в элементах соединений из композиционных материалов.

Для оценки концентрации напряжений в полосе с отверстием из композиционного материала (КМ) в условиях одноосного растяжения рассматривали полосы с отверстиями, изготовленные из волокнистых и тканых композиционных материалов с размерами, показанными на рис. 1. Отношение ширины полосы к диаметру отверстия принято равным 6, толщина полосы – 3 мм.

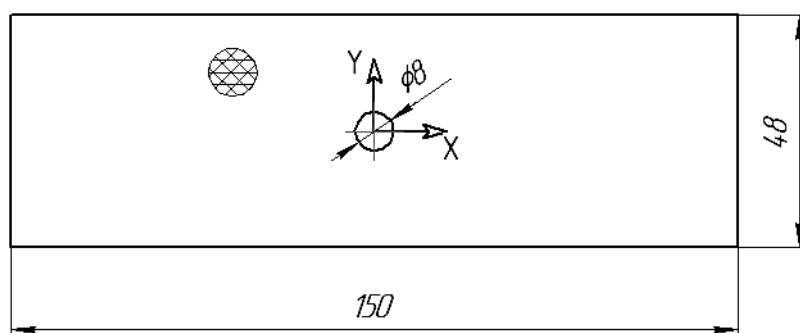


Рис. 1. Геометрическая модель полосы с отверстием из КМ

Механические характеристики композиционных материалов, рассматриваемых в статье, приведены ниже.

Материал 1 Epoxy Carbon UD Preprag (волокнистый композит)

Модули упругости первого рода: $E_x = 1,21 \times 10^5$ МПа; $E_y = E_z = 8,6 \times 10^3$ МПа; коэффициенты Пуассона: $\nu_{xy} = \nu_{xz} = 0,27$; $\nu_{yz} = 0,4$; модули сдвига: $G_{xy} = G_{xz} = 4,7 \times 10^3$ МПа; $G_{yz} = 3,1 \times 10^3$ МПа.

Разрушающие напряжения: предел прочности при растяжении в

направлении оси X: $\sigma_{1B}^+ = 2231$ МПа; предел прочности при растяжении в направлении осей Y и Z: $\sigma_{2B}^+ = \sigma_{3B}^+ = 29$ МПа; предел прочности при сжатии в направлении оси X: $\sigma_{1B}^- = -1082$ МПа; предел прочности при сжатии в направлении осей Y и Z: $\sigma_{2B}^- = \sigma_{3B}^- = -100$ МПа; предел прочности при сдвиге в плоскостях XY и XZ: $\sigma_{12B} = \sigma_{13B} = 60$ МПа; предел прочности при сдвиге в плоскости YZ: $\sigma_{23B} = 32$ Мпа [10].

Материал 2 Epoxy Carbon Woven Preprag (тканый композит)

Модули упругости первого рода: $E_x = E_y = 6,13 \times 10^4$ МПа; $E_z = 6,9 \times 10^3$ МПа; коэффициенты Пуассона: $\nu_{xy} = 0,04$; $\nu_{yz} = \nu_{xz} = 0,3$; модули сдвига: $G_{xy} = 3.3 \times 10^3$ МПа; $G_{yz} = G_{xz} = 2,7 \times 10^3$ МПа.

Разрушающие напряжения: предел прочности при растяжении в направлении осей X и Y: $\sigma_{1B}^+ = \sigma_{2B}^+ = 805$ МПа; предел прочности при растяжении в направлении оси Z: $\sigma_{3B}^+ = 50$ МПа; предел прочности при сжатии в направлении осей X и Y: $\sigma_{1B}^- = \sigma_{2B}^- = -509$ МПа; предел прочности при сжатии в направлении оси Z: $\sigma_{3B}^- = -170$ МПа; предел прочности при сдвиге в плоскости XY: $\sigma_{12B} = 125$ МПа; предел прочности при сдвиге в плоскостях YZ и XZ: $\sigma_{23B} = \sigma_{13B} = 65$ МПа [9].

Анализируя механические характеристики материалов, следует отметить, что прочность и жесткость монослоя однонаправленного композита на основе углеродного волокна в направлении волокон и поперек волокон существенно отличаются. Поэтому для устранения данного недостатка на практике изготавливают конструкции из нескольких слоев, ориентируя их в разных направлениях. Тканый композит, получаемый путем сплетения волокон, лишен этого недостатка. Однако, вследствие текстильной переработки значительно снижается прочность и жесткость материала.

Для описания напряженно-деформированного состояния в полосе с отверстием из КМ применяли теорию анизотропных оболочек. При этом исходная полоса представлена в виде совокупности квазиоднородных слоев постоянной толщины с известными механическими свойствами и определенной схемой их укладки. В зависимости от принятой схемы укладки слоев относительно серединной поверхности оболочки получаем уравновешенную (симметричную) и неуравновешенную (несимметричную) структуры композиционного материала.

Расчетные схемы моделируемой полосы с отверстием показаны на рис. 2.

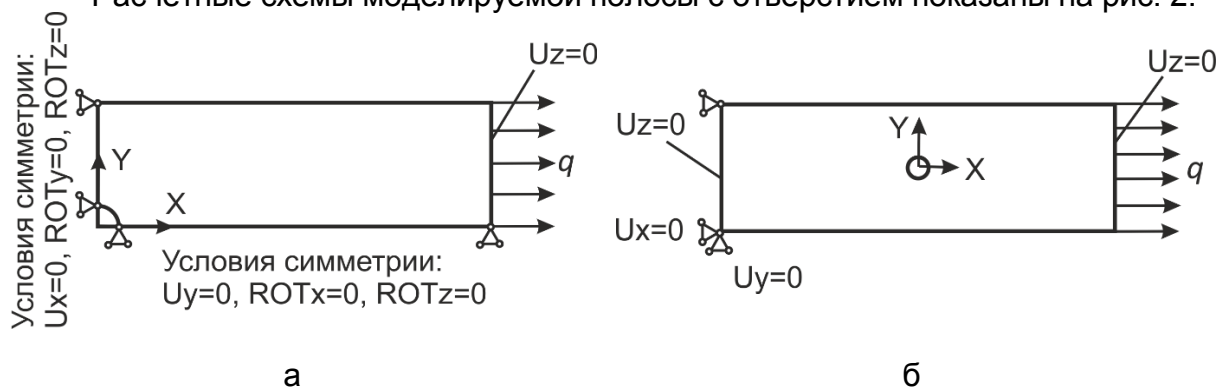
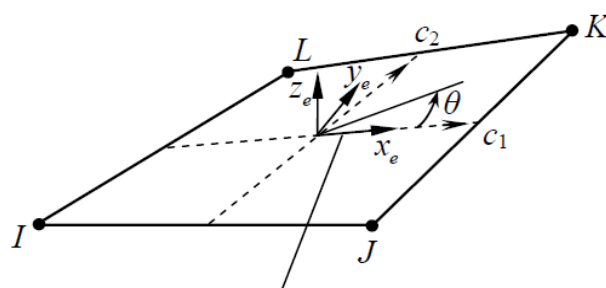


Рис. 2. Расчетные схемы полосы с отверстием из КМ:
 а – симметричная; б – несимметричная

Рассматривали случай одноосного растяжения полосы задавая на свободном ее торце равномерно распределенное погонное растягивающее усилие $q = 300 \text{ Н/мм}$, что соответствует уровню растягивающих напряжений в сечении брутто 100 МПа .

Численное моделирование поведения полосы с отверстием из КМ в условиях одноосного растяжения выполняли с помощью системы инженерного анализа ANSYS Mechanical. При этом использовали конечный элемент многослойной оболочки SHELL181 [11]. Это четырехузловой элемент оболочки с возможностью учета геометрической нелинейности поведения конструкции (конечные деформации).



Система координат элемента (по умолчанию)

Рис. 3. Элемент SHELL181

В работе анализировали следующие схемы укладки:

схема 1 – угол укладки $\theta [0^\circ]$;

схема 2 – угол укладки $\theta [0^\circ/0^\circ/0^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$;

схема 3 – угол укладки $\theta [45^\circ/-45^\circ]$;

схема 4 – угол укладки $\theta [0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ/0^\circ]$;

схема 5 – угол укладки $\theta [0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$.

Для численного моделирования полосы с отверстием из КМ определяют слоистую конфигурацию, задавая послойно снизу вверх в положительном направлении оси z_e системы координат элемента (рис. 4) следующие данные: 1) свойства материала (путем указания ссылки на номер материала MAT); 2) угол ориентации слоя θ (THETA) и 3) толщину слоя (TK).

В данной работе рассмотрены слоистые конфигурации, состоящие из 12 слоев равной толщины ($\delta = 0,25 \text{ мм}$) со схемами укладки представленными выше.

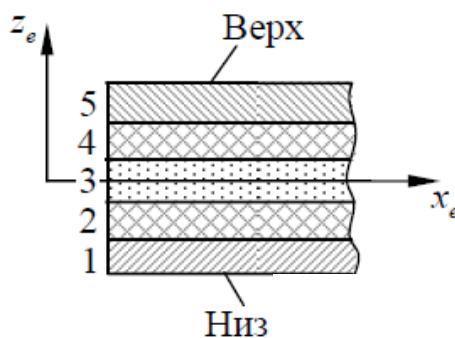


Рис. 4. Порядок нумерации слоев

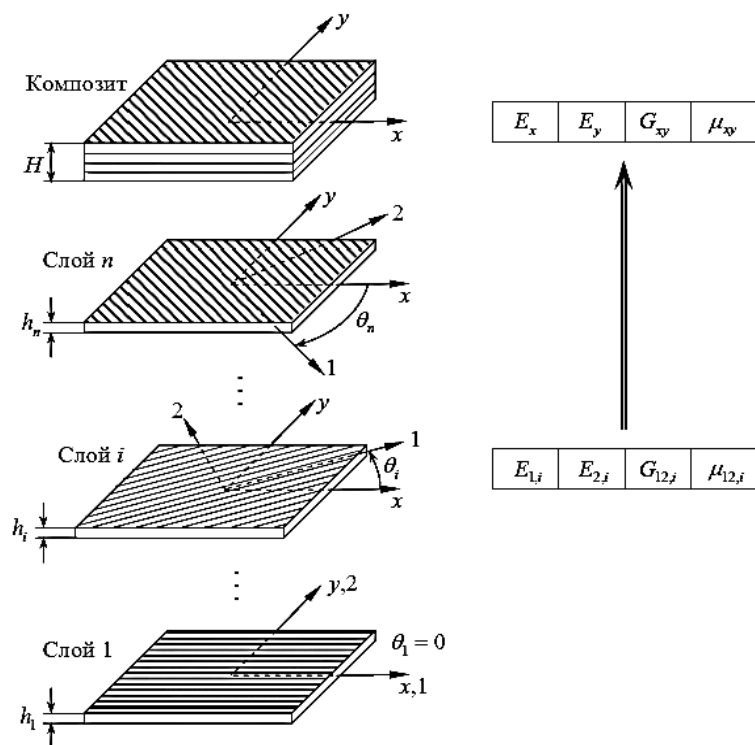


Рис. 5. Способ определения слоистой конфигурации

Конечно-элементную модель полосы с отверстием из КМ (рис. 6) получили путем разбиения исходной геометрии на четырехугольные конечные элементы многослойной оболочки SHELL181 с заданием различной плотности разбиения для различных зон модели (регулярная зона и зона концентрации напряжений).

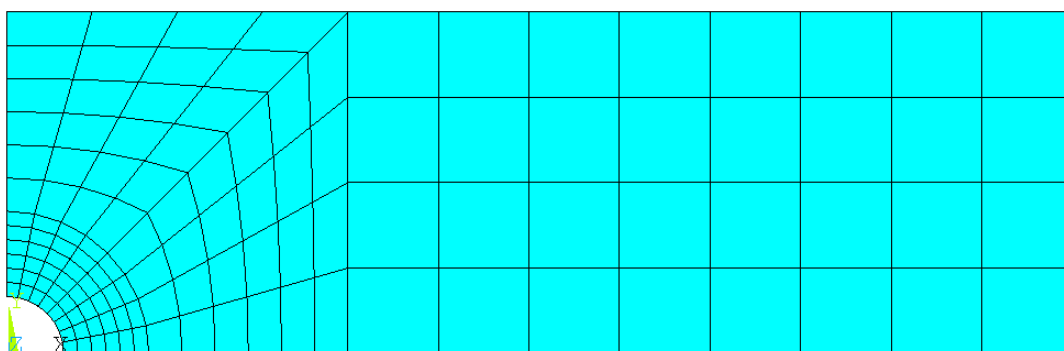


Рис. 6. Конечно-элементная модель полосы с отверстием из КМ

В работе принята следующая система единиц измерения физических величин: усилия – Н; напряжения – МПа; перемещения – мм.

Оценили влияние схемы укладки слоев на распределение нормальных напряжений в направлении оси X и коэффициент концентрации напряжений (рис. 7, 8).

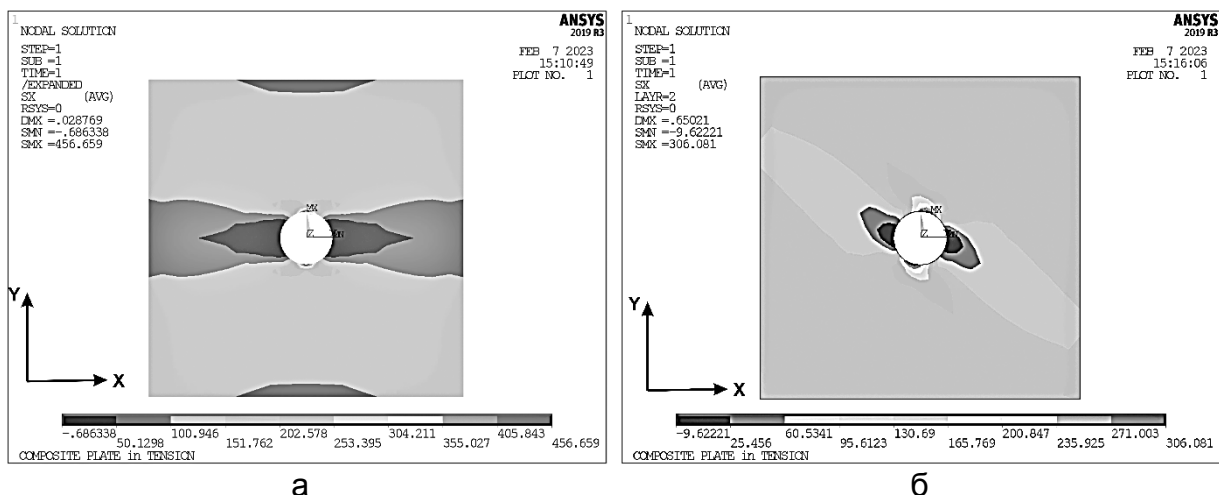


Рис. 7. Распределение нормальных напряжений σ_x в полосе с отверстием из материала 1:

а: схема 1 – угол укладки θ [0°]; б: схема 3 – угол укладки θ [45°/-45°]

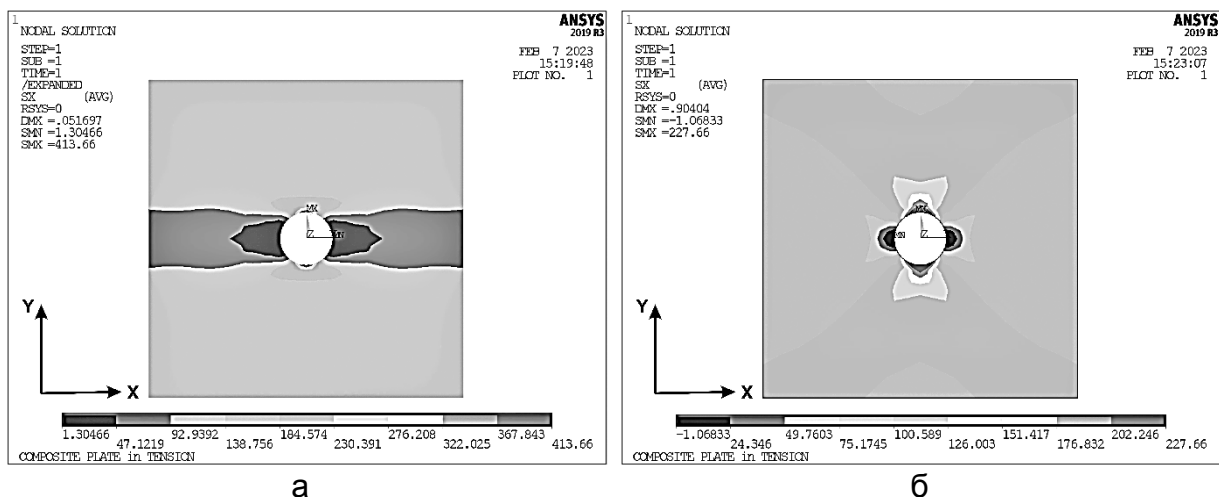


Рис. 8. Распределение нормальных напряжений σ_x в полосе с отверстием из материала 2:

а: схема 1 – угол укладки θ [0°]; б: схема 3 – угол укладки θ [45°/-45°]

На рис. 9 показано распределение нормальных напряжений σ_x в полосе с отверстием в сечении по оси отверстия и вдоль кромки отверстия. На рис. 9 приняты следующие обозначения: 1. полоса с отверстием из алюминиевого сплава Д16-Т; 2. полоса с отверстием из волокнистого композита с углом укладки θ [0°]; 3. полоса с отверстием из волокнистого композита с углом укладки θ [45°/-45°].

Расчетным путем установлено, что схема укладки слоев влияет на максимальное значение нормальных напряжений и на положение максимума на контуре отверстия. В случае ориентации слоев в одном направлении с углом $\theta = 0^\circ$ максимальное нормальное напряжение σ_x в 1,5 раза больше, чем соответствующее значение напряжений в полосе с отверстием из изотропного материала. Применение схемы укладки θ [45°/-45°] позволяет снизить уровень

максимальних напружень σ_x до рівня напружень в полосе с отверстием из изотропного материала. При этом зона максимальных напружений смещается от вертикальной диаметральной точки по дуге отверстия на угол $22,5^\circ$.

На рис. 9 приняты следующие обозначения: 1 – полоса с отверстием из сплава Д16-Т; 2 – полоса с отверстием изготовленная из материала 1 с применением схемы укладки $\theta [0^\circ]$; 3 – полоса с отверстием изготовленная из материала 1 с применением схемы укладки $\theta [45^\circ/-45^\circ]$.

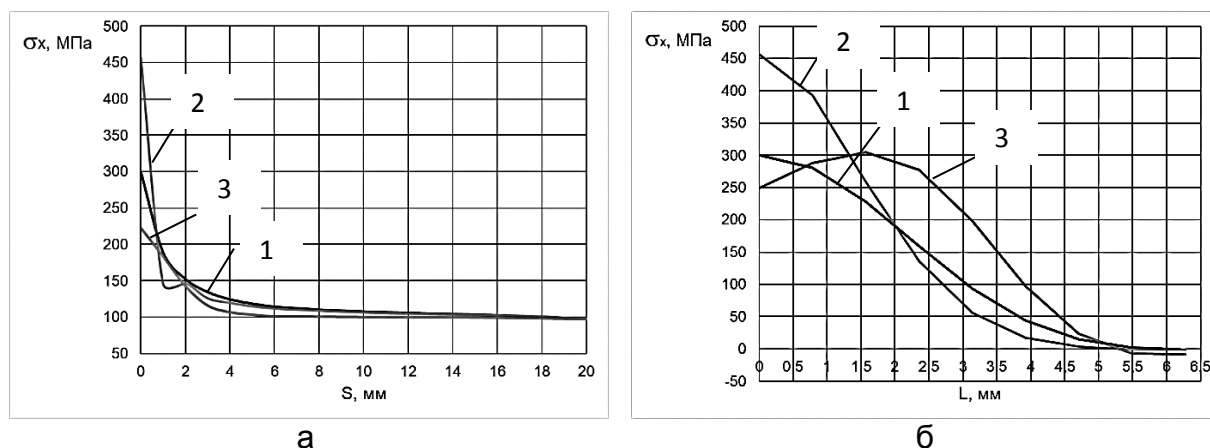


Рис. 9. Распределение нормальных напружений σ_x в полосе с отверстием из КМ: а – в сечении по оси отверстия; б – по кромке отверстия

Для тканого композита уровень максимальных нормальных напружений σ_x ниже, чем соответствующий уровень напружений для волокнистого композита. В случае применения схемы укладки $\theta [45^\circ/-45^\circ]$ уровень максимальных нормальных напружений σ_x ниже, чем уровень соответствующих напружений в полосе с отверстием из изотропного материала.

При несимметричной схеме укладки (схема 5) помимо удлинения полосы в направлении оси X (рис. 10, а), вызванного действием растягивающего усилия, возникают прогиб (рис. 10, б). При этом максимальная величина прогиба превышает величину удлинения на торце полосы.

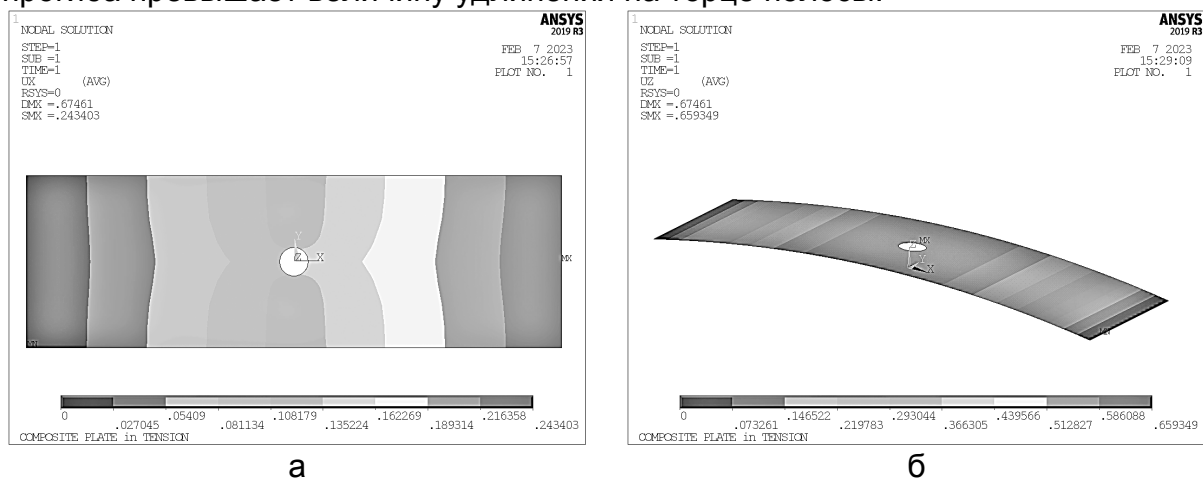


Рис. 10. Поле распределения перемещений в направлениях осей X и Z в полосе с отверстием из материала 1:
а – удлинения в направлении оси X; б – прогиб в направлении оси Z

Вследствие изгиба полосы, вызванного несимметричной схемой укладки слоев относительно срединного слоя полосы, возникает неравномерность распределения нормальных напряжений σ_x по толщине полосы (рис. 11).

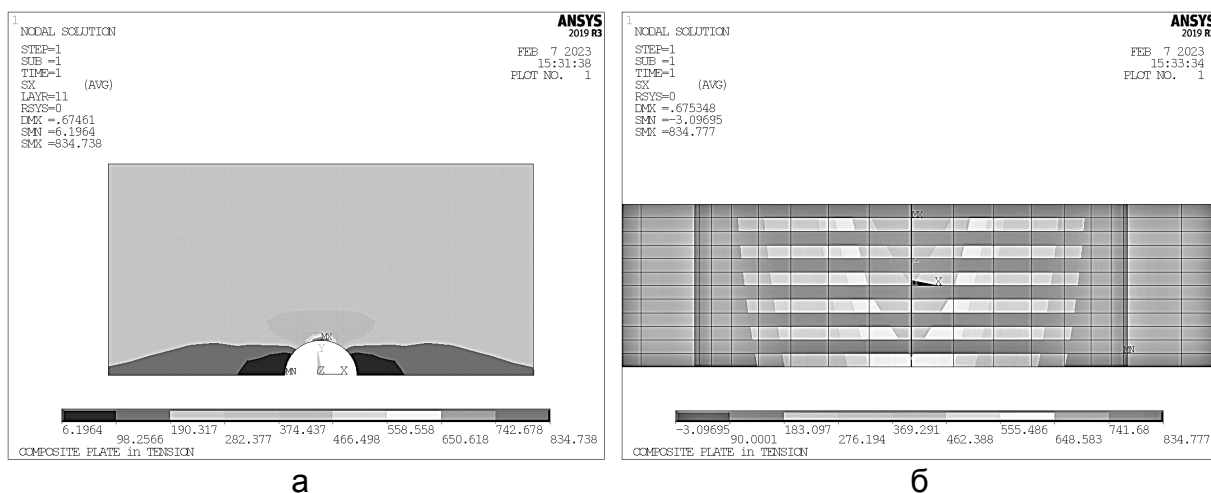


Рис. 11. Распределение нормальных напряжений σ_x в зоне отверстия

Из рис. 11 видно, что слои материала, ориентированные под углом $\theta = 90^\circ$, не загружены, так как волокна в них расположены перпендикулярно к плоскости изгиба и в восприятии изгибных деформаций не участвуют.

Применение несимметричной схемы укладки слоев в реальных конструкциях может привести к снижению жесткости и прочности.

Для рассматриваемых схем укладки и материалов полосы оценили значение коэффициента концентрации напряжений (рис. 12). Полученные значения сравнивали с соответствующими значениями для полосы с отверстием из алюминиевого сплава Д-16Т имеющего следующие механические характеристики: модуль упругости $E = 7,1 \times 10^4$ МПа; коэффициент Пуассона $\nu = 0,33$ и модуль сдвига $G = 2,67 \times 10^4$ МПа.

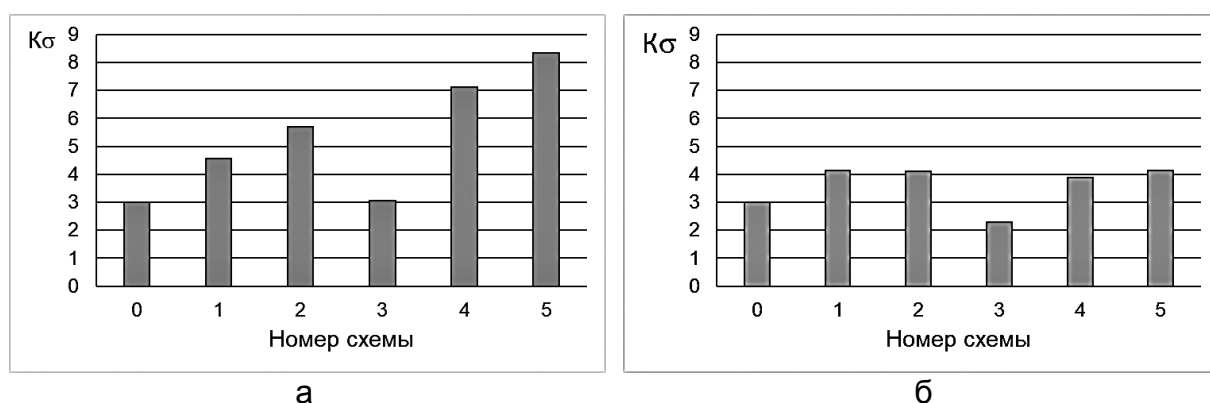


Рис. 12. Влияние схемы укладки слоев на коэффициент концентрации напряжений в полосе с отверстием:

а – волокнистый композит; б – тканый композит

Расчетным путем установлено, что в отличие от изотропной полосы в полосе с отверстием из КМ при $B/d = 6$ значения коэффициента концентрации напряжений могут быть меньше или больше трех. Данная тенденция

объясняется влиянием схемы укладки слоев на значение коэффициента концентрации напряжений. Таким образом, подбирая соответствующие углы армирования, можно добиться снижения коэффициента концентрации напряжений.

Выводы

1. Исследовано влияние материала полосы и схемы укладки слоев на распределение нормальных напряжений σ_x и коэффициент концентрации напряжений в полосе с отверстием из КМ при $B/d = 6$ в случае ее одноосного растяжения.

2. Расчетным путем установлено, что в случае ориентации слоев в одном направлении с углом $\theta = 0^\circ$ максимальное нормальное напряжение σ_x в 1,5 раза больше, чем соответствующее значение напряжений в полосе с отверстием из алюминиевого сплава Д16-Т. Применение схемы укладки $\theta [45^\circ/-45^\circ]$ позволяет снизить уровень максимальных напряжений σ_x до уровня напряжений в полосе с отверстием из изотропного материала. При этом зона максимальных напряжений смещается от вертикальной диаметральной точки по дуге отверстия на угол $22,5^\circ$.

3. Для тканого композита уровень максимальных нормальных напряжений σ_x ниже, чем соответствующий уровень напряжений для волокнистого композита, а в случае применения схемы укладки $\theta [45^\circ/-45^\circ]$ уровень максимальных нормальных напряжений σ_x ниже, чем уровень соответствующих напряжений в полосе с отверстием из алюминиевого сплава Д16-Т.

4. В отличие от изотропной полосы в полосе с отверстием из КМ при $B/d = 6$ значения коэффициента концентрации напряжений могут быть меньше или больше трех, что объясняется влиянием схемы укладки слоев. Для тканого композита в случае применения схемы укладки $\theta [45^\circ/-45^\circ]$ получили значение коэффициента концентрации напряжений, равное 2,28.

Список литературы

1. Полимерные композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов / Г. М. Гуняев, В. В. Кривонос, А. Ф. Румянцев, Г. Ф. Железина. [Электронный Ресурс]. – Режим доступа: <https://viam.ru/sites/default/files/scipub/2003/2003-203958.pdf> – 02.02.2023. – Загл. с экрана.

2. Применение композиционных материалов в мировом самолетостроении. [Электронный Ресурс]. – Режим доступа: https://studwood.net/1925602/tovarovedenie/primenenie_kompozitsionnogo_materiala_mirovom_samoletostroenii. – 02.02.2023. – Загл. с экрана.

3. Влияние укладки и угла несоосности на механические свойства волокнисто-армированных стеклопластиков. / Л. М. Кун, В. Чжэн, С. Б. Ван, Г. Д. У, Я. Я. Ци, Я. Цз. Сюэ, Б. Ч. Ван, Х. М. Сюй // Механика композитных материалов. – Рига : Латвийский университет, 2021. – Т. 57, № 4. – С. 176–189.

4. Полатов, А. М. Компьютерное моделирование деформированного состояния физически нелинейных трансверсально-изотропных тел с

отверстием / А. М. Полатов // Вычислительная механика сплошных сред. – 2018. – Т. 11, № 1. – С. 25–35.

5. Заде, С. Д. Экспериментальное исследование напряженно-деформированного состояния стеклопластика с одним и двумя одинаковыми круговыми отверстиями / С. Д. Заде // Вісник НТУ «ХПІ». – 2013. – № 63(1036). – С. 35–45.

6. William, L. Stress Concentration Around a Small Circular Hole in the HiMAT Composite Plate / L. Ko. William // NASA Technical Memorandum 86038. December, 1985. – Ames Flight Research Facility Edwards, California 93523 – p. 18.

7. Magar, A. Stress Analysis of Infinite Laminated Composite Plate with Elliptical Cutout under Different in Plane Loadings in Hygrothermal Environment / A Magar, A. Lal // Curved and Layer. Struct. 2021. – pp. 8:1–12.

8. Hufenbach, W. Analytical Methods for the Stress Concentration Analysis of Multilayered Anisotropic Composites with Elastic Inclusions / W. Hufenbach, B. Gruber, M. Lepper etc // 16 th international conference on composite materials. Kyoto Japan, 2007. – pp. 1–9.

9. Dveirin, O. Z. Stressed State in the Vicinity of a Hole in Mechanical Joint of Composite Parts / O. Z. Dveirin, O. V. Andreev, A. V. Kondrat'ev, V. Ye. Haidachuk // International Applied Mechanics 2021. № 57. – pp. 234–247.

10. Vosniakos, G-Ch. Exploring Structural Design of the Francis Hydro-turbine Blades Using Composite Materials / G-Ch. Vosniakos. [Електронний Ресурс]. – Режим

доступа: https://www.researchgate.net/publication/340784696_EXPLORING_STRUCTURAL_DESIGN_OF_THE_FRANCIS_HYDRO-TURBINE_BLADES_USING_COMPOSITE_MATERIALS

11. ANSYS Element Guide. Chapter 3. Element References. Section 3.1. Element Library. SHELL 181. 001087. 4th Edition. SAS IP©. – 2016.

References

1. Полимерные композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов / Г. М. Гуняев, В. В. Кривонос, А.Ф. Румянцев, Г. Ф. Железина. [Електронний Ресурс]. – Режим доступа: <https://viam.ru/sites/default/files/scipub/2003/2003-203958.pdf> – 02.02.2023. – Загл. с экрана.

2. Применение композиционных материалов в мировом самолетостроении. [Електронний Ресурс]. – Режим доступа: https://studwood.net/1925602/tovarovedenie/primenenie_kompozitsionnogo_materiala_mirovom_samoletostroenii.

– 02.02.2023. – Загл. с экрана.

3. Влияние укладки и угла несоосности на механические свойства волокнисто-армированных стеклопластиков. / Л. М. Кун, В. Чжэн, С. Б. Ван, Г.Д. У, Я. Я. Ци, Я. Цз. Сюэ, Б. Ч. Ван, Х. М. Сюй // Механика композитных материалов. – Рига : Латвийский университет, 2021. – Т. 57, № 4. – С. 176–189.

4. Полатов, А. М. Компьютерное моделирование деформированного состояния физически нелинейных трансверсально-изотропных тел с отверстием / А. М. Полатов // Вычислительная механика сплошных сред. – 2018. – Т. 11, № 1. – С.25–35.

5. Заде, Д. Экспериментальное исследование напряженно-деформированного состояния стеклопластика с одним и двумя одинаковыми

круговими отвeрстиями / С. Д. Заде // Вісник НТУ «ХПІ». – 2013. – № 63(1036). – С. 35–45.

6. William, L. Stress Concentration Around a Small Circular Hole in the HiMAT Composite Plate / L. Ko. William // NASA Technical Memorandum 86038. December, 1985. – Ames Flight Research Facility Edwards, California 93523 – p. 18.

7. Magar, A. Stress Analysis of Infinite Laminated Composite Plate with Elliptical Cutout under Different in Plane Loadings in Hygrothermal Environment / A. Magar, A. Lal // Curved and Layer. Struct. 20211. – pp. 8:1–12.

8. Hufenbach, W Analytical Methods for the Stress Concentration Analysis of Multilayered Anisotropic Composites with Elastic Inclusions / W. Hufenbach, B. Gruber, M. Lepper etc // 16 th international conference on composite materials. Kyoto Japan, 2007. – pp. 1–9.

9. Dveirin, O. Z. Stressed State in the Vicinity of a Hole in Mechanical Joint of Composite Parts / O. Z. Dveirin, O. V. Andreev, A. V. Kondrat'ev, V. Ye. Haidachuk // International Applied Mechanics 2021. № 57. – pp. 234–247.

10. Vosniakos, G-Ch. Exploring Structural Design of the Francis Hydro-turbine Blades using Composite Materials / G-Ch. Vosniakos. [Електронний Ресурс]. – Режим доступа: https://www.researchgate.net/publication/340784696_EXPLORING_STRUCTURAL_DESIGN_OF_THE_FRANCIS_HYDRO-TURBINE_BLADES_USING_COMPOSITE_MATERIALS

11. ANSYS Element Guide. Chapter 3. Element References. Section 3.1. Element Library. SHELL 181. 001087. 4th Edition. SAS IP©. – 2016.

Поступила в редакцію 15.12.2022, рассмотрена на редколлегии 15.12.2022.

Вплив матеріалу смуги та схеми укладання шарів композиційного матеріалу на коефіцієнт концентрації напружень у смугі з отвором при її розтягуванні

Нині накреслилася тенденція збільшення частки застосування композиційних матеріалів у конструкціях сучасної аерокосмічної техніки. Досвід експлуатації відповідальних конструкцій авіакосмічної техніки з композиційних полімерних матеріалів показав, що їх застосування замість конструкцій з металевих сплавів забезпечує зниження маси конструкції до 30...50 %, підвищення ресурсу - в 2–5 разів, зниження трудомісткості виготовлення на 20...40 % і матеріаломісткості - до 50 %. Застосування композиційних матеріалів у конструкції об'єктів авіаційної техніки потребує розроблення та застосування методів оцінювання їх статичної та втомної міцності. Досліджено вплив матеріалу смуги та схеми укладання шарів композиційного матеріалу на розподіл нормальних напружень та коефіцієнт концентрації напружень у смугі з отвором при $B/d = 6$ в умовах одновісного розтягування. Розрахунковим шляхом доведено, що у разі орієнтації шарів в одному напрямку з кутом $\theta = 0^\circ$ максимальні нормальні напруження σ_x у 1,5 раза більше, ніж відповідне значення напружень у смугі з отвором з алюмінієвого сплаву Д16Т. Застосування схеми укладання θ $[45^\circ/-45^\circ]$ дозволяє знизити рівень максимальних напружень σ_x до рівня напружень у смугі з отвором зі сплаву Д16Т. При цьому зона максимальних напружень зміщується від вертикальної діаметральної точки по дузі отвору на кут $22,5^\circ$. Для тканого композита рівень

максимальних нормальних напружень σ_x нижчий, ніж відповідний рівень напружень для волокнистого композита. У разі застосування схеми укладання θ [45°/-45°] рівень максимальних нормальних напружень σ_x нижчий, ніж рівень відповідних напружень в смузі з отвором зі сплаву Д16Т. Виявлено, що на відміну від смуги зі сплаву Д16Т у смузі з отвором з КМ при $B/d = 6$ значення коефіцієнта концентрації напружень можуть бути менше або більше трьох, що пояснюється впливом схеми укладання шарів на значення коефіцієнта концентрації напружень. Для тканого композита у разі застосування схеми укладання θ [45°/-45°] отримали значення коефіцієнта концентрації напружень, що дорівнює 2,28.

Ключові слова: волокнистий композит, тканий композит, смуга з отвором, схема укладання, коефіцієнт концентрації напружень, метод скінченних елементів.

Influence of the plate material and composite material plies stack-up sequence on the stress concentration factor in the plate with a hole under tensile loading

At present, there is a tendency to increase percentage of the use of composite materials in the structures of modern aerospace technology. Experience in the operation of critical structures of aerospace engineering made of polymer composite materials has shown that their application instead of structures made of metal alloys provides a reduction in the mass of the structure by up to 30–50%, an increase in the service life by 2–5 times, a decrease in the labor intensity of manufacturing by 20–40% and material consumption - up to 50 %. Application of composite materials in the construction of aircrafts requires the development and application of methods for analysis their static and fatigue strength. The influence of the plate material and composite material plies stack-up sequence on the distribution of normal stresses and the stress concentration factor in the plate with a hole at $B/d=6$ under uniaxial tension has been studied. It has been shown by calculation that in the case of the orientation of the plies in the same direction with an angle $\theta=0^\circ$, the maximum normal stress σ_x is 1.5 times greater than the corresponding stress value in a plate with a hole made of D16T aluminum alloy. Application of the plies stack-up sequence θ [45°/-45°] enables to reduce the level of maximum stresses σ_x to the level of stresses in the plate with a hole made of D16T alloy. In this case, the area of maximum stresses is shifted from the vertical diametral point along the arc of the hole by an angle of 22.5°. For a woven composite, the level of maximum normal stresses σ_x is lower than the corresponding stress level for a fiber composite. When using plies stack-up sequence θ [45°/-45°], the level of maximum normal stresses σ_x is lower than the level of the corresponding stresses in the plate with a hole made of D16T alloy. It has been found that, in contrast to the D16T alloy plate, in a plate with a hole at $B/d=6$, the stress concentration factor could be less or greater than 3, which is explained by the influence of plies stack-up sequence on the stress concentration factor. For a woven composite, when using plies stack-up sequence θ [45°/-45°], we obtained the value of the stress concentration coefficient equal to 2.28.

Keywords: fiber composite, woven composite, plate with hole, plies stack-up sequence, stress concentration factor, finite element method.

Сведения об авторах:

Гребеников Александр Григорьевич – доктор технических наук, профессор, профессор каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

е-mail: agrebenikov@khai.edu

Светличный Сергей Петрович – к.т.н., доцент кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина. е-mail: s.svetlichniy@khai.edu,