

УДК 539.42

DOI 10.33113/mkmk.ras.2022.28.01.133_144.07

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА НАКОПЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ СТЫКА КРЫЛА С ЦЕНТРОПЛАНом*

Маскайкина А.А., Дудченко А.А.

*ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет)», г. Москва, Россия*

АННОТАЦИЯ

В настоящее время одним из наиболее часто встречающихся в композитах микродефектов являются трещины в трансверсальных слоях этих материалов. Также происходит снижения модуля упругости и модуля сдвига композитных материалов при растрескивании трансверсальных слоев.

Одними из самых опасных мест возникновения усталостных повреждений в конструкциях являются концентраторы напряжений: стыки, зоны отверстий под люки в крыле.

В данной работе исследуется накопление повреждений в зоне стыка консоли крыла с центропланом летательного аппарата с учетом усталостной долговечности. Предлагается алгоритм расчета накопления повреждений на примере этой зоны. В ходе работы используется микромеханический подход, являющийся наиболее эффективным для описания накопления повреждений. Предварительно решается задача об оптимизации по определению рациональной зоны узла стыка. После определения рациональной длины зоны стыка проектируется стыковой узел. Затем определяется напряженно-деформируемое состояние конструкции. Далее определяются зоны и типы трещин. В расчетах принималось, что растрескивание происходит в поперечном направлении между волокнами. В зоне трещины поврежденный слой разгружается, а соседние слои, следовательно, догружаются.

В результате данного исследования был получен алгоритм, учитывающий влияние текущего напряженного состояния на процесс деградации механических свойств. Проведен также аналитический расчет на примере узла стыка консоли крыла с центропланом самолета. Получены изменения модуля упругости и модуля сдвига для композитной структуры в зависимости от числа циклов. Также показана зависимость жесткости в композитной структуре с учетом длины межслоевой трещины.

Алгоритм, полученный в данной работе, планируется использовать для прогноза изменения различных структур композитных материалов в зависимости от поврежденности при действии циклической нагрузки.

Ключевые слова: накопление повреждений; микромеханический подход; деградация свойств; композиционные материалы; эффективный модуль; трещины слоев; разрушение; поперечные микротрещины; жесткость; дефекты

THE ALGORITHM FOR CALCULATING THE ACCUMULATION OF DAMAGE ON THE EXAMPLE OF THE WING JOINT WITH THE CENTER SECTION

Maskaykina A.A., Dudchenko A.A.

* Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №20-38-90122.

ABSTRACT

Currently, one of the most common microdefects are cracks in the transversal layers of composite materials. There is also a decrease in the elastic modulus and shear modulus of composite materials during cracking of transversal layers.

One of the most dangerous places of fatigue damage in structures are stress concentrators: joints, areas of holes for hatches in the wing.

In this paper, the accumulation of damage in the area of the junction of the wing console with the center section of the aircraft is investigated, taking into account fatigue durability. An algorithm for calculating the accumulation of damage on the example of this zone is proposed. In the course of the work, a micromechanical approach is used, which is the most effective for describing the accumulation of damage. Previously, the optimization problem is solved by determining the rational zone of the junction node. After determining the rational length of the joint zone, a butt joint is designed. Then the stress-strain state of the structure is determined. Next, the zones and types of cracks are determined. The calculations assumed that cracking occurs in the transverse direction between fibers. In the crack zone, the damaged layer is unloaded, and the adjacent layers, therefore, are reloaded.

As a result of this study, an algorithm was obtained that takes into account the influence of the current stress state on the process of degradation of mechanical properties. An analytical calculation was also carried out on the example of the junction of the wing console with the center section of the aircraft. Changes in the elastic modulus and shear modulus for the composite structure are obtained depending on the number of cycles. The dependence of stiffness in the composite structure taking into account the length of the interlayer crack is also shown.

The algorithm obtained in this work is planned to be used to predict changes in various structures of composite materials depending on damage under the action of cyclic loading.

Keywords: damage accumulation; micromechanical approach; degradation of properties; composite materials; effective module; layer cracks; fracture; transverse microcracks; stiffness; defects

ВВЕДЕНИЕ

Целью данной работы является исследование накопления повреждений в зоне стыка консоли крыла с центропланом с учетом усталостной долговечности.

При эксплуатации авиационных конструкций возникает повреждаемость композиционного материала. В свою очередь степень повреждаемости композиционного материала зависит от нагрузок, которые воспринимает конструкция. Также ресурс конструкций неотъемлемо связан с повреждаемостью материала. На рис.1 показан пример соединения стыка крыла с центропланом.

Существуют различные схемы расположения стыковых узлов. В данной работе рассмотрим кесонное крыло, где крепление осуществляется по контуру.

В настоящее время одним из наиболее встречающихся микродефектов являются трещины в трансверсальных слоях композитных материалов. В работах [1-4] подробно рассмотрен процесс их образования при статическом и циклическом нагружении. Также исследовано падение модуля упругости композитных материалов при растрескивании трансверсальных слоев. Было определено, что при квазистатическом нагружении такого вида микродефекты наблюдаются не только у однонаправленных композитов. Появляются они не только в слоях с укладкой $\varphi = 90^\circ$, но и для других меньших углов укладки.

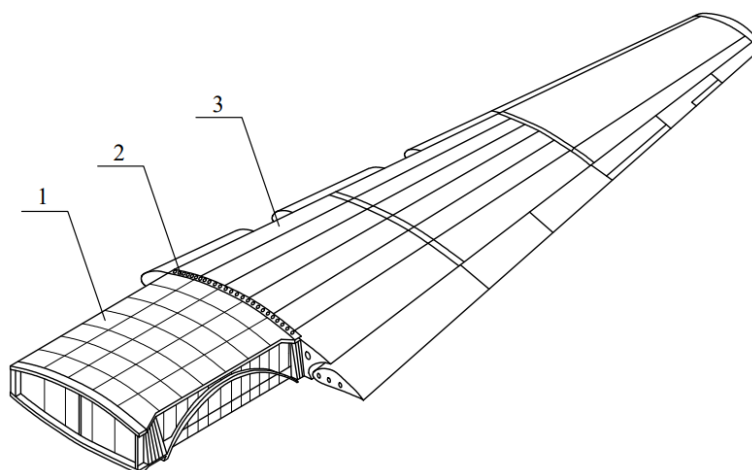


Рис.1. Схема стыка центропланом с консолью крыла. 1 – центроплан, 2 – стык, 3 – крыло.

В работе [5] представлены основные положения следующих моделей:

- модели деградации нормализованной прочности;
- модели прогрессирующего усталостного повреждения;
- модели деградации нормализованной жесткости.

В работе [5] с использованием данных моделей сформирована процедура оценки основных характеристик усталостной прочности авиационных композитных материалов при одноосном усталостном нагружении с постоянной амплитудой.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В данной работе рассматривается стык консоли крыла с центропланом. Необходимо исследовать металло-композитное соединение на усталостную долговечность. На рис.2 показано сечение кесонного крыла, где крепление осуществляется по контуру.

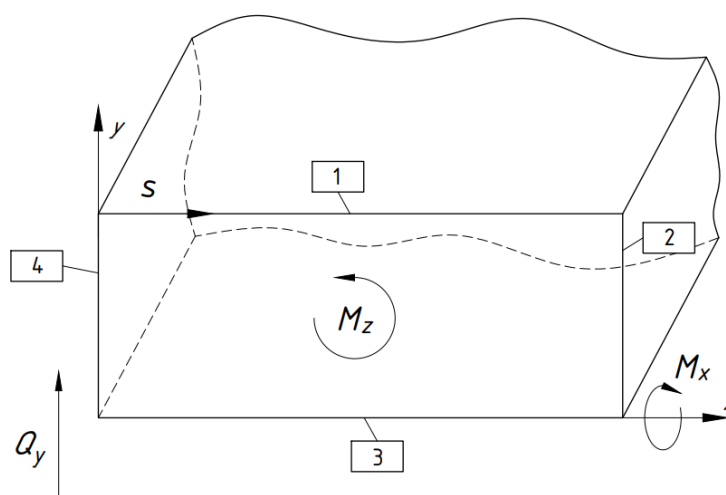


Рис.2. Сечение кесонного крыла.

Характеристики используемого материала показаны в Таблице 1.

Таблица 1.

Характеристики материала.

σ_{b1}^+ , МПа	σ_{b1}^- , МПа	σ_{b2}^+ , МПа	τ_{12} , МПа	E_1 , ГПа	E_2 , ГПа	G_{12} , ГПа	μ_{12}	μ_{21}
2000	1200	500	70	140	11	5,5	0,0212	0,27

Где: σ_{b1}^{\pm} – предел прочности вдоль волокон, σ_{b2}^{\pm} – предел прочности поперёк волокон, τ_{12} – предел прочности при сдвиге, G_{12} – модуль сдвига, E_i – модуль упругости, μ_{ij} – коэффициент Пуассона.

Панели 1 и 3 укладка слоев: (45,-45,90); панели 2 и 4 укладка слоев (0,45,-45,90).

Геометрические характеристики представлены в Таблице 2.

Таблица 2.

Геометрические характеристики.

$H1$, мм	$H2$, мм	$H3$, мм	Hs , мм	B , мм	Bp , мм	Bz , мм
598	757	605	680	2465.1	1142.9	1322.2

Где: Hs – среднее значение высоты сечения, $H1,3$ – высоты стенок лонжеронов сечения, $H2$ – максимальная высота сечения, B – хорда сечения, Bp – расстояние между стенками 1 и 2, Bz – расстояние между стенками 2 и 3.

Нагрузка, используемая в расчете, показана в Таблице 3.

Таблица 3.

Нагрузка.

Mx , кгс*мм	Mz , кгс*мм	Qy , кгс
$4.29 \cdot 10^8$	$-1.4 \cdot 10^8$	61350

Где: Mx – изгибающий момент, Mz – крутящий момент, Qy – перерезывающая сила.

В Таблице 4 приведены результаты расчета толщин первого приближения. Верхние индексы означают номера панелей, l – толщина панелей.

Таблица 4.

Результат толщин первого приближения.

Углы укладки	l^1 , мм	l^2 , мм	l^3 , мм	l^4 , мм
0°		1.97		2.16
45°	0.84	1.08	0.84	1.2
-45°	0.84	1.08	0.84	1.2
90°	0.84	0.8	0.84	0.8

МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ

В данной работе применяется микромеханический подход, так как он является наиболее эффективным, поскольку параметры модели определяются

через микромеханические параметры, связанные с длиной и размером микротрещин.

Рассматривается модель роста микродефекта поперечного растрескивания.

Принимаем, что чем больше микродефект, тем с большей скоростью он возрастает

$$\frac{ds}{dt} = b(t) \cdot s, \quad (1)$$

где s – мера повреждаемости материала.

Однако скорость роста логарифма характеристики микродефекта одинакова как для малых, так и для больших микродефектов (в фиксированной точке процесса)

$$\frac{1}{s} \cdot \frac{ds}{dt} = \frac{d(\ln s)}{dt} = b(t). \quad (2)$$

В случае процессов, происходящих в неизменных условиях, когда ($b(t) = Const$), появляется экспоненциальный рост характеристики микродефекта

$$s = s_0 e^{b(t-\tau)}. \quad (3)$$

Таким образом, могут распространяться и поперечные микротрещины в матрице, если их распространение не тормозится никакими препятствиями [6].

ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА НАКОПЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЯ

Основа алгоритма расчета накопления повреждений взята из работы [5,6] с последующими расширением и доработкой для рассматриваемого случая.

С учетом работы [7] схема алгоритма выглядит следующим образом (рис.3).

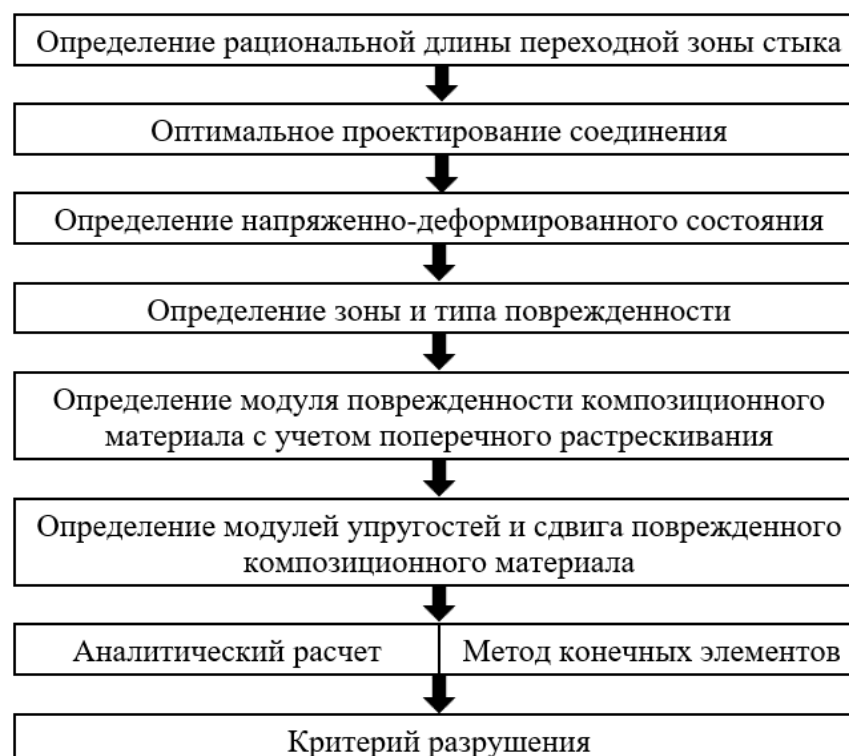


Рис.3. Схема алгоритма накопления повреждения для исследования зон стыка.

1. Согласно работе [8] решается задача об определении рациональной длины переходной зоны стыка.

Для данной задачи длина зоны включения в работу составляет $l = 216$ мм.

2. Затем в зависимости от диаметра болтов проектируется определенное количество рядов крепежа.

На рис.4 показано минимальное расстояние, которое необходимо по условиям прочности [9].

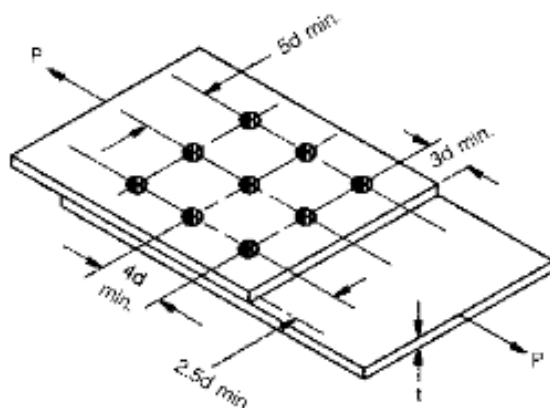


Рис.4. Минимальное расстояние при расположении крепежа.

На рис.4 диаметр крепежа – это d , \min – означает минимальное расстояние, которое необходимо для обеспечения корректной перемычки.

Также необходимо выполнять условие, чтобы жесткость композита в сечении совпадала с жесткостью металла.

Диаметр крепежа должен быть соизмерим с толщиной связанных композитных пластин, чтобы его изгиб был как можно меньше. Изгиб крепежа значительно понижает прочность хрупких композитных соединений по сравнению с металлическими соединениями, так как приводит к неоднородным напряжениям по высоте пакета [10].

3. Определение напряженно-деформированного состояния.

Для этого определяем в каждом слое пакета поперечные σ_2^i и сдвиговые τ_{12}^i напряжения, так как рассматриваем поперечное растрескивание. Используя геометрические соотношения, связывающие деформацию в осях 1, 2 (оси координат 1 и 2 лежат в плоскости слоя и совпадают с направлениями соответственно вдоль и поперек волокон) [11] с деформациями в слоях xOy .

Далее получаем соотношения, определяющие связь между напряжениями и деформациями в i -м слое системы координат xOy .

Рассматривается деформированное состояние композиционного материала с симметричной укладкой волокон (то есть слои расположены симметрично относительно срединной плоскости). Принимается, что растрескивается какой-то слой в поперечном направлении. В зоне трещины поврежденный слой разгружается, а соседние слои будут догружаться.

4. Затем используя формулу, определяющую деградацию эффективных характеристик слоев, учтем деградацию монослоев [6] с помощью соотношений

$$E_2^i = E_{2o} [1 - K_E^i S_E(\sigma, \tau)]; \quad G_{12}^i = G_{12o} [1 - K_G^i S_G(\sigma, \tau)], \quad (4)$$

где

$$S_E = \frac{\Delta}{3} \left[2 + \left(1 + \frac{N}{N_*^0} \left(\sqrt[3]{\frac{3S_*}{\Delta}} - 2 - 1 \right) \left(1 - \frac{\sigma_2}{[\sigma_{b2}]} \right)^{-4} \right)^3 \right],$$

$$N_*^0 = \left(1 - \frac{\sigma_2}{[\sigma_{b2}]} \right)^4 N_*^0, \quad \alpha = 4;$$

$$N_*^0 = \left(1 - \frac{\tau_{12}}{[\tau_{12}]} \right)^4 N_*^0.$$

$$S_G = \frac{\Delta}{3} \left[2 + \left(1 + \frac{N}{N_*^0} \left(\sqrt[3]{\frac{3S_*}{\Delta}} - 2 - 1 \right) \left(1 - \frac{\tau_{12}}{[\tau_{12}]} \right)^{-4} \right)^3 \right].$$

Здесь E_{2o} , G_{12o} – модули упругости и сдвига неповрежденного материала, индекс «o» соответствует неповрежденному материалу, N_*^0 – базовое число циклов, S_E , S_G – модели повреждаемости.

Параметры K_G^i , K_E^i зависят от уровня напряжений.

Параметр K_E^i определяет зависимость скорости изменения модуля упругости от действующих в слое растягивающих поперечных напряжений

$$K_E^i = K_{Eo} f_{KE}(\sigma_2^i) = K_{Eo} \left\{ \frac{\sigma_2^i + |\sigma_2^i|}{2\sigma_b} \right\}^{m_0}, \quad (5)$$

где K_{Eo} – макропараметр, определяемый из макроэксперимента для механических свойств; m_0 – микропараметр, определяемый из эксперимента.

Параметр K_G^i определяет зависимость скорости изменения модуля сдвига от действующих в слое растягивающих поперечных напряжений и напряжений сдвига [5]

$$K_G^i = K_{Go} f_{KG}(\sigma_2^i, \tau_{12}^i) = K_{Go} \left\{ \left(\frac{\tau_{12}^i}{\tau_b} \right)^{m_\tau} + \left(\frac{\sigma_2^i + |\sigma_2^i|}{2\sigma_b} \right)^{m_\sigma} \right\}, \quad (6)$$

Далее определяем напряженное состояние в окрестностях разрушаемой зоны, а также определяем изменения локальных и эффективных модулей упругостей.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

Для расчета металло-композитного соединения стыка консоли крыла с центропланом с учетом деградации свойств материала был использован программный комплекс Maple. Проектирование производилось с использованием балочной теории.

В результате расчета получаем нормальные усилия в панелях 2 и 4, показанные в Таблице 5.

Таблица 5.

Результат расчета максимальных значений усилий.

№ Панели	2	4
$N_{z,i}$, кгс/мм	-250.9	280.1

Здесь $N_{z,i}$ – нормальные усилия в i -ой панели сечения.

Покажем зависимость межслойного расслоения от трещин в слое.

В композитных конструкциях могут появляться локальные трещины. Рассмотрим модель деградации свойств композиционного материала вследствие повреждений, приводящих к появлению трещин, а затем к расслоению.

На рис.5 показано схема расслаивания композиционного материала и образование трещин в слоях.

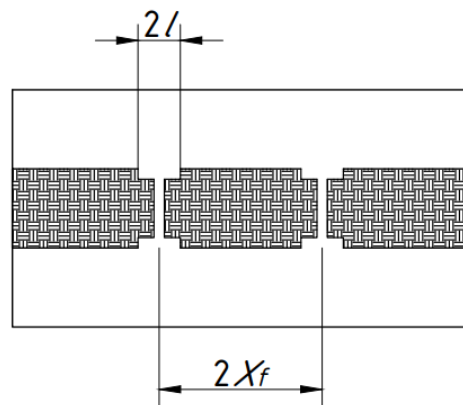


Рис.5. Схема расслоения композиционного материала с образованием трещин.

На рис.5 $2l$ – это длина трещины расслоения; $2X_f$ – это расстояние между двумя трещинами, возникшими в слое.

Используя соотношения [6], определяем G_{xy} и E_x

$$G_{xy} = \bar{B}_{33} = \frac{G_{120} (1 + 2K_{G0} (1 - k^G \Delta))}{3},$$

$$E_x = \frac{\bar{E}_1 + 2E_2^{(2)}}{3} - \frac{\left(\mu_{12} \frac{\bar{E}_1 + 2K_E \bar{E}_1 (1 - k^E \Delta)}{3} \right)^2}{\frac{\bar{E}_1 + 2K_E \bar{E}_1 (1 - k^E \Delta)}{3}}. \quad (7)$$

Здесь $\Delta = \frac{l}{X_f}$ – величина дефекта с учетом длины межслойной трещины,

$$E_2^{(2)} = \frac{(\sigma_{20}^{(2)})^2 X_f h_2}{\int_{-(X_f-l)}^{X_f-l} \int_{-h_2/2}^{h_2/2} \frac{(\sigma_{20}^{(2)})^2}{2E_{20}} dx dy},$$

где E_x – средний модуль упругости пакета слоев, G_{xy} – средний модуль сдвига пакета слоев, \bar{B}_{33} – коэффициент преобразования при сдвиге характеристик

анизотропного материала в осях 1,2 к осям xoy , h_2 – толщина поперечного слоя, $\sigma_{20}^{(2)}$ – поперечные напряжения в неповрежденном материале этого слоя.

$$\bar{E}_{1,2} = \frac{E_{1,2}}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}}.$$

На рис.6 учтено уменьшение сдвиговой жесткости в структуре с учетом образованной ранее длины межслоевой трещины.

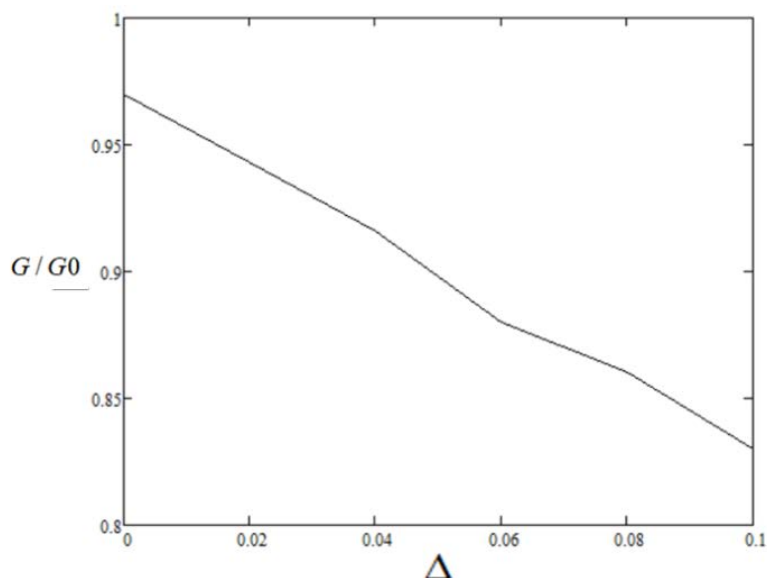


Рис.6. Изменение модуля сдвига с учетом имеющегося начального дефекта от межслоевой трещины, а Δ – приращение дефекта от циклического нагружения.

На рис.6 G/G_0 – отношение модуля сдвига поврежденного материала к неповрежденному с учетом величины начального повреждения.

С использованием приведенного алгоритма (рис.3) был проведен аналитический расчет, в результате которого получены значения изменения модуля упругости и модуля сдвига в зависимости от числа циклов.

Изменение поперечного модуля упругости и модуля сдвига для композитной структуры ($0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$) в зависимости от числа циклов показано на рис.7,8, где G/G_0 – отношение модуля сдвига поврежденного материала к неповрежденному; E_2/E_{20} – отношение поперечного модуля упругости поврежденного материала к неповрежденному.

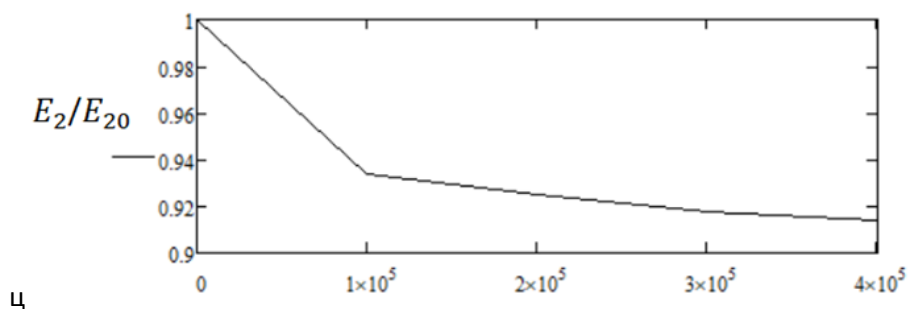


Рис.7. Изменения поперечного модуля упругости в зависимости от номера цикла.

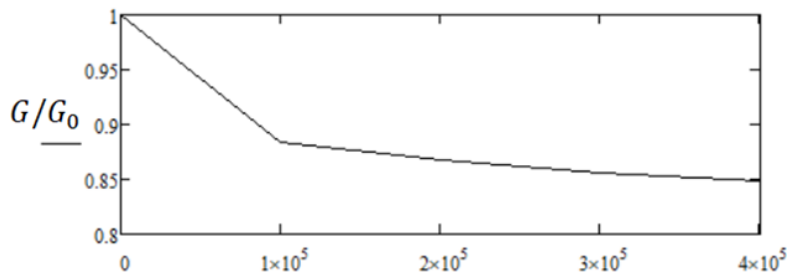


Рис.8. Изменения модуля сдвига в зависимости от номера цикла.

При расчете использовался критерий максимальных напряжений. Данный критерий определяет наступление разрушения при превышении одной из компонент напряжения соответствующего значения предела текучести или временного сопротивления материала.

Возможно использование критерия Хоффмана[12] для определения разрушающих напряжений, который, в свою очередь, является расширенным вариантом критерия Цая-Хилла[12]. В нем учитываются свойства материала при растяжении и при сжатии.

Допустимо использования критериев Пака и Хашина [12], в которых рассматривается разрушения волокна и матрицы отдельно, также отдельно исследуются разрушение при сжатии или растяжении.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате данного исследования был получен алгоритм расчета накопления повреждений, учитывающий рациональную длину переходной зоны стыка крыла и центроплана летательного аппарата. Данный алгоритм учитывает влияние текущего напряженного состояния на процесс деградации механических свойств и, следовательно, на процесс разрушения.

Проведен аналитический расчет на примере узла стыка консоли крыла с центропланом самолета, где длина зоны включения в работу была определена ранее. Получены изменения модуля упругости и модуля сдвига для композитной структуры в зависимости от числа циклов. Также показана зависимость жесткости в композитной структуре от длины межслоевой трещины.

Представленный в работе алгоритм планируется использовать для прогноза изменения других структур композита в зависимости от поврежденности при циклическом нагружении.

ЛИТЕРАТУРА

1. Рейфснайдер К. *Повреждение конструкций из композитов в процессе эксплуатации* / В кн.: Прикладная механика композитов. – М.: Мир, 1989. – 350 с.
2. Кривородов В.С., Лексовский А.М. *Энергоемкость процесса разрушения и прочность композиционных материалов* // Механика композитных материалов. – 1987. – №6. – С.999-1006.
3. Highsmith A.L., Reifsnider K.L. *Stiffness-Reduction Mechanisms in Composite Laminates* / In: *Damage in Composite materials* (ed. K.L. Reifsnider). ASTM STP N 775, 1982.

4. Jonson W.S. *Mechanisms of fatigue damage in boron/aluminium composites* / In: *Damage in Composite materials* (ed. K.L. Reifsnider). ASTM STP N 772, 1982.
5. Стрижиус В.Е. *Методы оценки усталостной прочности элементов композитных авиаконструкций: справочное пособие*. – М.: Машиностроение, Инновационное машиностроение, 2015. – 270 с.
6. Дудченко А.А., Лурье С.А. *Моделирование процессов роста поврежденности и деградации механических свойств слоистых композитов*. – М.: Изд-во МАИ, 2019. – 160 с.
7. Маскайкина А.А., Дудченко А.А. *Алгоритм расчета накопления повреждений на примере узла крепления вертолетной лопасти* // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2021. – Вып.7. DOI: 10.18698/2308-6033-2021-7-2093
8. Ларионова А.А., Дудченко А.А., Сергеев В.Н. *Проектирование узлов механических композитно-металлических соединений* // Труды МАИ. – 2016. – Вып.90.
9. Michael Chun-Yung Niu. *Composite airframe structures*. – Conmilit Press Ltd, Hong Kong, 1992. – 664 p.
10. Сироткин О.С., Гришин В.И., Литвинов В.Б. *Проектирование, расчет и технология соединений авиационной техники*. – Москва: Машиностроение, 2006. – 331 с.
11. Дудченко А.А. *Расчет напряженно-деформированного состояния элементов авиационных, ракетных и машиностроительных конструкций из композиционных материалов*. – М.: НПУ «Федеративная информационная система», 2013. – 232 с.
12. Гриневич А.В., Яковлев Н.О., Славин А.В. *Критерии разрушения полимерных композиционных материалов (обзор)* // Электронный научный журнал «ТРУДЫ ВИАМ». – 2019. – Вып.7. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-7-92-111

REFERENCES

1. Reifsnider K. *Povrezhdenie konstruksij iz kompozitov v protsesse ehkspluatatsii [Damage to composite structures during operation].* V knige Prikladnaya mekhanika kompozitov. Moskva, Mir, 1989, 350 p.
2. Krivorodov V.S., Leksovskij A.M. *Ehnergoemkost' protsesssa razrusheniya i prochnost' kompozitsionnykh materialov [Energy intensity of the destruction process and strength of composite materials].* Mekhanika kompozitnykh materialov, 1987, No.6. Pp.999-1006.
3. Highsmith A.L., Reifsnider K.L. *Mechanisms of stiffness reduction in composite layered materials*. In: *Damages in composite materials* (ed. by K.L. Reifsnider), ASTM STP N 775, 1982.
4. Johnson W.S. *Mechanisms of fatigue damage in boron/aluminum composites*. In: *Damage in composite materials* (ed. by K.L. Reifsnider). ASTM STP N 772, 1982.
5. Strizhius V.E. *Metody otsenki ustalostnoj prochnosti ehlementov kompozitnykh aviakonstruktsij: spravochnoe posobie [Methods for assessing the fatigue strength of elements of composite aircraft structures: a reference guide].* Moskva, Mashinostroenie, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2015, 270 p.
6. Dudchenko A.A., Lurie S.A. *Modelirovanie protsessov rosta povrezhdennosti i degradatsii mekhanicheskikh svojstv sloistyx kompozitov [Modeling of processes*

of damage growth and degradation of mechanical properties of layered composites]. Moskva, Izdatel'stvo MAI, 2019, 160 p.

7. Maskaikina A.A., Dudchenko A.A. *Algoritm rascheta nakopleniya povrezhdenij na primere uzla krepleniya vertoletnoj lopasti [The algorithm for calculating the accumulation of damage on the example of the attachment point of a helicopter blade]*. Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovatsii, 2021, Iss.7. DOI: 10.18698/2308-6033-2021-7-2093
8. Larionova A.A., Dudchenko A.A., Sergeev V.N. *Proektirovanie uzlov mekhanicheskikh kompozitno-metallicheskih soedinenij [Design of mechanical composite-metal joints]*. Trudy MAI, 2016, Iss.90.
9. Michael Chun-Jung Niu. *Composite airframe structures*. Conmilit Press Ltd, Hong Kong, 1992, 664 p.
10. Sirotkin O.S., Grishin V.I., Litvinov V.B. *Proektirovanie, raschet i tekhnologiya soedinenij aviatsionnoj tekhniki [Design, calculation and technology of aviation equipment connections]*. Moskva, Mashinostroenie, 2006, 331 p.
11. Dudchenko A.A. *Raschet napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya ehlementov aviatsionnykh, raketnykh i mashinostroitel'nykh konstruksij iz kompozitsionnykh materialov [Calculation of the stress-strain state of elements of aircraft, rocket and machine-building structures made of composite materials]*. Moskva, NPU "Federativnaya informatsionnaya sistema", 2013, 232 p.
12. Grinevich A.V., Yakovlev N.O., Slavin A.V. *Kriterii razrusheniya polimernykh kompozitsionnykh materialov (obzor) [Criteria for destruction of polymer composite materials (review)]*. Ehlektronnyj nauchnyj zhurnal "TRUDY VIAM", 2019, Iss.7. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-7-92-111

Поступила в редакцию 10 января 2022 года.

Сведения об авторах:

Маскайкина Анна Александровна – асс., Кафедра 602 «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий», ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва, Россия; e-mail: a.larionova@inbox.ru

Дудченко Александр Александрович – д.т.н., проф., Кафедра 602 «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий», ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва, Россия; e-mail: a_dudchenko@mail.ru