

З. Падовец^а, Я. Кржена^б, Р. Седлачек^а, Т. Замечникова^а*

*^аDepartment of Mechanics, Biomechanics and Mechatronics, Faculty of Mechanical Engineering,
Czech Technical University in Prague, Prague, Czech Republic*

^бLATECOERE Czech Republic s.r.o., Prague, Czech Republic

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ И ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ОПТИМИЗИРОВАННЫХ КОМПОЗИТНЫХ ПРОФИЛЕЙ ДЛЯ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА¹

Z. Padovec, J. Křena, R. Sedláček, and T. Zámečnicková*

EXPERIMENTAL AND NUMERICAL ANALYSES OF OPTIMIZED COMPOSITE PROFILES FOR AIRCRAFT CONSTRUCTION

Keywords: thermoforming, thermoplastic composite, FEA, testing, aerospace applications

The paper provides a description of the design, finite-element analysis, and testing of two optimized composite profiles intended primarily for joining aircraft structures. Profiles with T and Y shapes were manufactured using the thermoforming technology by a one-shot process from a C/PPS (carbon fibers and a polyphenylene sulfide matrix) fabric. Such profiles are usually loaded in the pull direction. A finite-element analysis was performed to provide that these profiles are able to withstand the prescribed ultimate load without causing their damage. Static and fatigue tests were conducted on both profiles to determine their strength and construction limits, and result similar to those from FE simulations were found, i.e., both the profiles could withstand the prescribed load without degradation.

Ключевые слова: термоформование, композит термопластичный, анализ конечно-элементный, испытание, применения аэрокосмические

Представлены результаты анализа методом конечных элементов и испытаний двух оптимизированных композитных профилей,

*Автор, с которым следует вести переписку: Zdenek.Padovec@fs.cvut.cz
Corresponding author: Zdenek.Padovec@fs.cvut.cz

¹Перевод с англ.

предназначенных для конструкций самолетов. Т- и Y-образные профили изготовлены одностадийной технологией термоформования из композита на основе ткани углеродных волокон и полифениленсульфидной матрицы. Такие профили обычно нагружают в направлении вытягивания. Анализ методом конечных элементов выполнен с целью подтверждения способности данных профилей выдерживать заданную предельную нагрузку без повреждений. Статические и усталостные испытания обоих профилей позволили определить пределы прочности конструкции и подтвердили результаты конечно-элементного моделирования.

Введение

Использование композитов с полимерной матрицей (КПМ) (особенно с высокотехнологичными термопластичными матрицами), например, полиэфиркетонкетоновой, полиэфирэфиркетоновой или полифениленсульфидной (ПФС), все более расширяется, особенно в авиастроении. И терморезистивные, и термопластичные КПМ используют в конструктивных элементах аэрокосмической отрасли, включая элероны, закрылки, створки шасси, профили и т. д. [1]. Т-образный профиль, часто применяемый при конструкционной сборке самолетов в виде зажимов, кронштейнов и стрингеров [2], изготавливают разными способами из разных видов композитных материалов. Однако какой бы способ ни применяли, необходимо тщательно исследовать место сопряжения фланцев со стенкой [3—5]. Современное стандартное решение заключается в использовании при изготовлении непрерывных волокон между фланцами и стенкой, не заполняющих область центрального треугольника (иногда называемого “Бермудский треугольник”), который обычно заполняет композит, обладающий иными термомеханическими свойствами и способный создать слабое звено в силу меньшей прочности и большего термического расширения материала заполнителя [6]. Новизна настоящего исследования заключается в особой форме (рис. 1) модификации центральной области, устраняющей свободное пространство между слоями в сопряжении, тем самым снимая вопрос о необходимости ее заполнения. Проблема изготовления Т-образного профиля заключается в заполнении сердцевинки в месте сопряжения фланцев и стенки. Армирующие слои нельзя уложить здесь, придав им острый угол; необходим минимальный радиус. Это создает стандартную форму Т-образного профиля (см. рис. 1 слева) с площадью сердцевинки $\sim 17 \text{ мм}^2$ (показана на рисунке черным треугольником). Столь большую площадь приходится заполнять каким-либо дополнительным материалом, что усложняет процесс изготовления. Инновационные решения авторов для Т- и Y-образных профилей создают сердцевинку площадью 1,5 и 3 мм^2

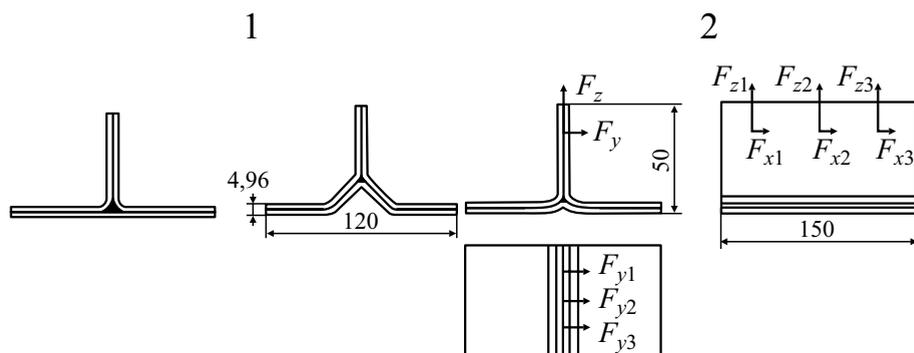


Рис. 1. Новые композитные профили с заданными нагрузками: 1 — стандартное решение для Т-образного профиля; 2 — оптимизированное решение для Т- и Y-образных профилей.

соответственно. Столь малые области можно заполнить только материалом основных слоев.

Еще одно новшество связано с быстрым одностадийным производственным процессом термоформования, обусловленным использованием композита с термопластичной матрицей. Применение термопластичных матриц в композитных конструкциях самолетов постоянно возрастает. Основные преимущества термопластов — быстрый процесс изготовления, повышенная вязкость разрушения, такие свойства матрицы, как огнестойкость, дымность и токсичность [7], длительный срок службы сырья. Этот процесс позволяет реализовать эффективную укладку армирующих слоев (см. рис. 1).

Предмет исследования — титановый профиль для конструкции фюзеляжа A350 XWB, который механически соединяют с окружающей конструкцией. Основная нагрузка на профиль перпендикулярна плоскости фланцев, а предлагаемый профиль разработан как альтернатива данной системе. Масса композитных Т- и Y-образных профилей и титанового Т-профиля равна 0,129, 0,127 и 0,308 кг соответственно.

Как уже было отмечено, использование Т-образных соединений распространено в нескольких отраслях композитной промышленности, поэтому статические испытания таких профилей уже хорошо документированы (см., например, [8] и [9—12]), как и испытания на усталость (см. [13—16]).

Композитные прототипы вариантов Т- и Y-образных профилей изготовили в одностадийном процессе термоформования из трех пластин с укладкой $[[(0^\circ, 90^\circ) / (\pm 45^\circ)]_2]_s$ и проанализировали реальную геометрию их сердцевин. Полученные результаты затем использовали для создания модели критической области для расчетов методом конечных элементов (МКЭ).

1. Материалы и методы

1.1. Конечно-элементный анализ проведен с помощью программного обеспечения Abaqus. Оба профиля (Т- и Y-) смоделировали с использованием многослойных континуальных оболочечных элементов SC8R (один элемент по толщине содержит информацию об укладке, упомянутой ранее). Данные конечные элементы используют послойную теорию композита первого порядка и являются более точными при моделировании контактов, чем традиционные оболочечные элементы, поскольку рассматривают двухсторонние контакты с учетом изменения толщины независимо от других размеров элементов [17].

Механические свойства монослоя, армированного атласной тканью 5Н (массовая площадь углеродных волокон 285 г/м², толщина 0,31 мм), пропитанной 43% ПФС смолы, использованные в расчетах, следующие [18]: модули Юнга $E_{\text{warp}} = E_{\text{weft}} = 58$ ГПа в направлении основы и утка соответственно; модуль сдвига в плоскости $G_{LT} = 4,1$ ГПа; коэффициент Пуассона $\nu_{LT} = 0,046$; прочности при растяжении $F_{\text{warp_tension}} = F_{\text{weft_tension}} = 750$ МПа и сжатии $F_{\text{warp_compression}} = F_{\text{weft_compression}} = 590$ МПа вдоль основы и утка соответственно; прочность при сдвиге $F_{\text{shear}} = 100$ МПа.

Профили нагружали в контрольных точках, используя отверстия в стенке, которые кинематически связали с внутренней поверхностью отверстий (рис. 2). Контрольные точки заданы как управляющие (master), а поверхности отверстий — как подчиненные (slave). Значения заданной предельной нагрузки (сумма сил в каждом направлении нагружения, которая в данном случае в 1,53 раза превышала допустимую нагрузку) в отверстиях стенки приведены в табл. 1. Посредством болтов во фланцах профиль связан со свободно опертой композитной пластиной, представляющей фюзеляж самолета (свойства самой плиты не анализировали).

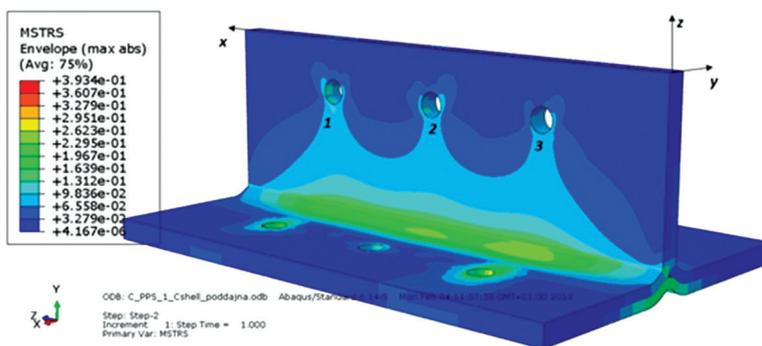


Рис. 2. Индекс разрушения FI в Т-образном профиле, рассчитанный по критерию максимального напряжения при заданной предельной нагрузке [19].

Табл. 1

Нагружение профилей

Местоположение	F_x , Н	F_y , Н	F_z , Н
1	-276,1	-411,9	3 496,9
2	-345,6	-618,9	3 007,8
3	-168	-415,7	2 846,1

Прочность рассчитывали с помощью разных теорий прочности (критерии максимального напряжения, максимальной деформации, Цая—Хилла, Цая—Ву и Аззи—Цая—Хилла) и индекса разрушения (FI), учитываемого в программном обеспечении Abaqus. Каждая из теорий разрушения, основанных на напряжениях, определяет поверхность разрушения в трехмерном пространстве напряжений $\{\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{12}\}$. Индекс разрушения K , используемый для измерения близости к поверхности разрушения, определили как коэффициент масштабирования:

$$\left\{ \frac{\sigma_{11}}{K}, \frac{\sigma_{22}}{K}, \frac{\sigma_{12}}{K} \right\} \Rightarrow \text{индекс разрушения } FI = 1,0. \quad (1)$$

В случае $K < 1$ напряженное состояние находится в пределах поверхности разрушения (разрушения нет), а $K \geq 1$ указывает на разрушение. В теории максимального напряжения $K \equiv FI$. Индекс разрушения K в теории разрушения при максимальной деформации определим аналогично:

$$\left\{ \frac{\varepsilon_{11}}{K}, \frac{\varepsilon_{22}}{K}, \frac{\varepsilon_{12}}{K} \right\} \Rightarrow \text{индекс разрушения } FI = 1,0. \quad (2)$$

В случае теории максимальной деформации $K \equiv FI$ [17].

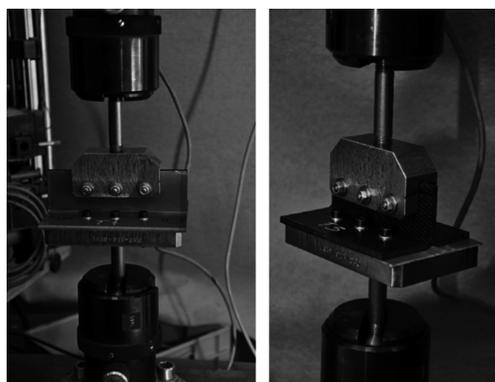


Рис. 3. Т-образные профили, закрепленные в испытательной машине.

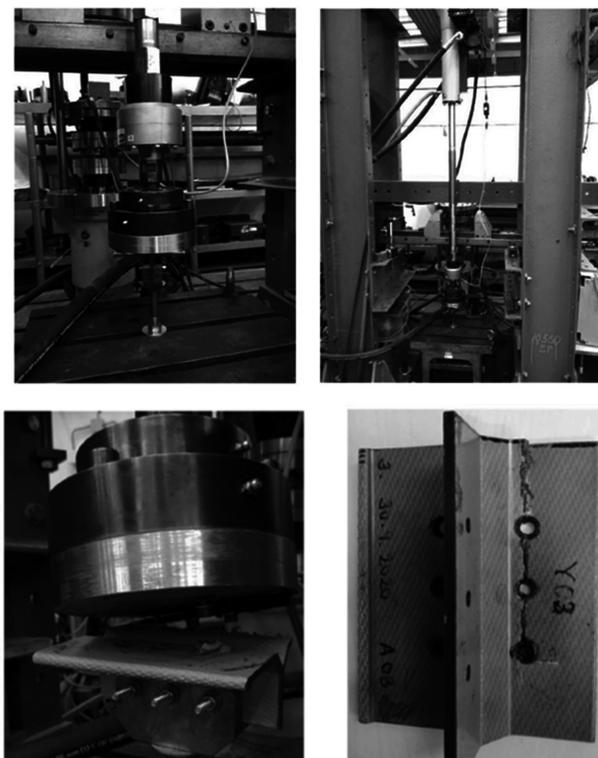


Рис. 4. Комплект для испытания на усталость и разрушенный образец Y_03 после 122 396 циклов нагружения.

1.2. Статические испытания проводили на универсальной испытательной машине TIRA 2300 с датчиком нагрузки до 100 кН со скоростью траверсы 1 мм/мин (для образца T_1) и 2 мм/мин (для остальных). Перемещение измеряли непосредственно по перемещению траверсы машины. Из данных табл. 1 видно, что нагрузка в направлении z значительно больше, чем в направлениях x и y , поэтому экспериментальную нагрузку прикладывали только в направлении z . Растягивающую нагрузку прикладывали через винты в стенке профиля, соединенного с захватами машины. Фотографии на рис. 3 иллюстрируют крепление образцов в машине. Испытание образца Y_3 остановили, когда зафиксировали первое нарушение непрерывности диаграммы нагружения, и образец подвергли компьютерной томографии (Zeiss METROTOM 1500, напряжение 190 кВ, ток 1134 мкА, количество изображений 1500) для определения области и типа разрушения.

1.3. Испытания на усталость и долговечность провели в лаборатории на трех Т-образных и трех Y-образных профилях. Значение R (отношение минимального напряжения цикла к максимальному) равно 0,1 (как в [13, 14]), а частоты нагружения — 5 Гц, за исключением образца Y_03 с частотой 4 Гц (оба значения меньше, чем в [13, 14]). В программе испытаний

использовали синусоидальный тип сигнала и управление нагрузкой. Эксперимент провели, применив гидравлическую испытательную систему Instron 40 кН (узел испытания на усталость показан в верхней части на рис. 4). Уровни нагружения задали исходя из допустимой нагрузки, равной 5910 Н в направлении z : 100% означает нагружение до допустимого уровня нагрузки, 153% — до предельного уровня нагрузки, 200% — до двукратного превышения допустимой нагрузки, 306% — до двукратного превышения предельной нагрузки. После того как образец выдержал 1 млн циклов без разрушения, эксперимент остановили, и образец подвергли ультразвуковому контролю, используя прибор Epoch 600 с дисплеем А, без записи данных. Для устранения ближнего поля использовали сильно ослабленный зонд Alpha DFR Transducer диаметром 5,0 МГц 0,25 дюйма с задержкой из плексигласа. Протестировали только плоские поверхности. Образец отложили для последующего статического испытания для проверки, произошло ли изменение прочности по сравнению с “исходными” образцами, испытанными ранее.

2. Результаты и обсуждение

2.1. Конечно-элементный анализ при заданной нагрузке. Значения индекса разрушения FI (по теории максимальных напряжений) для Т- и Y-образных профилей, нагруженных согласно данным табл. 1, иллюстрируют данные рис. 2 и 5 соответственно. Результаты показали, что $FI < 1$ для обоих профилей, свидетельствуя об отсутствии разрушения при заданной предельной нагрузке. Оценки FI с помощью других теорий прочности дали аналогичные результаты.

2.2. Конечно-элементное моделирование статических экспериментов. Модель Т-образного профиля можно построить разными методами [6]. Моделирование Т-образного профиля выполнили, используя ко-

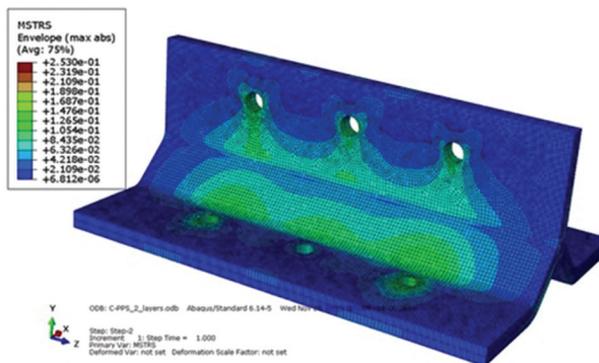


Рис. 5. Индекс разрушения FI в Y-образном профиле, рассчитанный по критерию максимального напряжения при заданной предельной нагрузке.

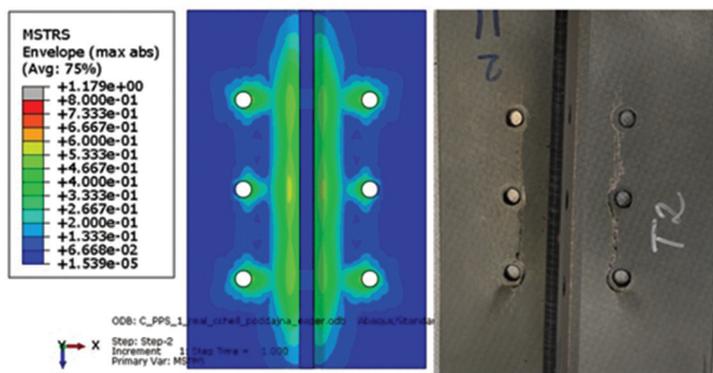


Рис. 6. Сравнение предсказываемого индекса разрушения FI с реальным разрушением для Т-образного профиля [19].

нечные элементы и условия, описанные в разделе 1.1, и максимальную силу нагружения 27 кН. Выбор максимальной силы обусловлен тем обстоятельством, что при использованных конечных элементах сплошной оболочки невозможно оценить напряжение по толщине (вызвавшее первое нарушение непрерывности диаграммы нагружения). Основная цель данного анализа — сравнение областей разрушения, наблюдаемых в эксперименте, с областями максимальных значений FI (по теории максимального напряжения), получаемых при моделировании с максимальной силой нагружения (рис. 6). Сравнение конечно-элементных и экспериментальных результатов свидетельствует о точности предсказания МКЭ области разрушения вокруг болтовых отверстий и вдоль радиуса сопряжения нижнего фланца со стенкой профиля [19].

Y-Образный профиль смоделировали, используя иной подход. Образец Y_3 сразу после появления первой потери непрерывности диаграммы

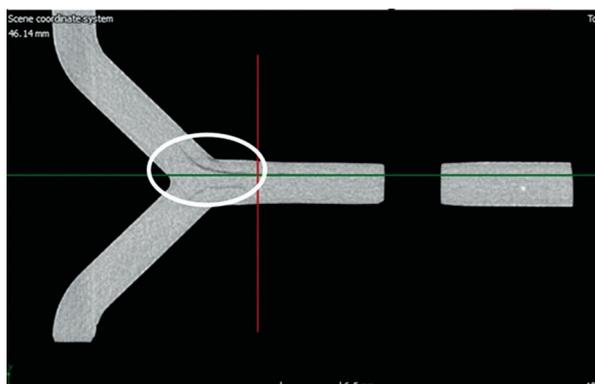


Рис. 7. Область разрушения Y-образного профиля, оцененная посредством компьютерной томографии.

Табл. 2

Максимальная сила нагружения F_{\max} и сила F_{dis} , соответствующая первому нарушению непрерывности диаграммы нагружения

Образец	F_{\max} , кН	F_{dis} , кН
T_1	30,67	15,81
T_2	28,42	23,90
T_3	27,74	17,93
Среднее значение и стандартное отклонение соответственно	28,94±1,25	19,21±3,43
Y_1	41,96	23,91
Y_2	36,53	33,16
Y_3	—	29,50
Среднее значение и стандартное отклонение соответственно	39,25±2,72	28,54±4,63

нагружения (при нагрузке 29,5 кН) подвергли компьютерному сканированию. На рис. 7 показана область разрушения, обусловленная напряжением по толщине, а на рис. 8 — поле распределения. “Треугольник” в середине, смоделированный из тетраэдральных конечных элементов, представляет собой область чистой матрицы, смоделированной как изотропный материал ($E = 3,8$ ГПа, $\nu = 0,33$). Проанализировали величину напряжений в области разрушения образца Y_3, исследованной с помощью компьютерной томографии (см. рис. 7), и той же области в конечно-элементной модели, находящейся на границе между чистой матрицей и композитом (см. рис. 8), при нагрузке появления первого нарушения непрерывности. Напряжения в этой области — от 26 до 28 МПа.

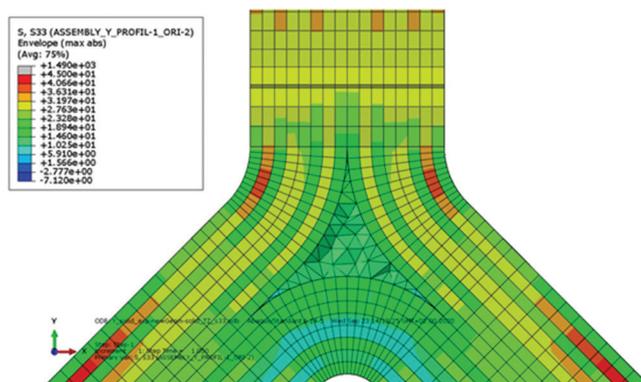


Рис. 8. Поле напряжения по толщине Y-образного профиля.

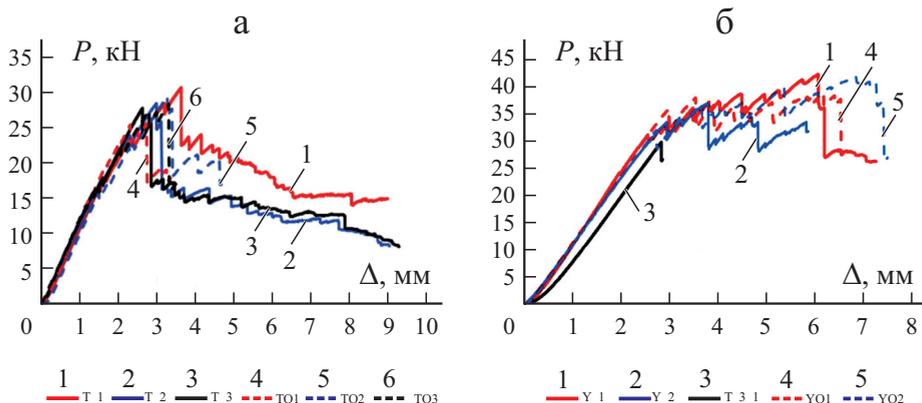


Рис. 9. Диаграмма сила нагружения—перемещение $P—\Delta$ для Т- (а) и Y-образных (б) профилей (“исходного” и после 1 000 000 усталостных циклов).

Предполагаемая допустимая прочность листа материала (поперечная прочность при растяжении однонаправленного углепластика с ПФС матрицей) равна 39 МПа [20]. Сравнение продемонстрировало высокий уровень согласования моделирования МКЭ и эксперимента. Такую оценку для сравнения выбрали, поскольку прочность при растяжении по толщине используемой ткани неизвестна.

2.3. Статическое испытание. Зависимости между силой нагружения и перемещением $P—\Delta$ для Т- и Y-образных профилей приведены на рис. 9. Значения максимальной силы нагружения и силы, соответствующей первому нарушению непрерывности на диаграмме нагружения (первое повреждение), приведены в табл. 2.

Сравнение результатов экспериментов с Т- и Y-образными профилями (см. табл. 2, рис. 9) показало, что первое нарушение непрерывности диаграммы нагружения (имеющее решающее значение с точки зрения усталости) в Т-образных профилях имело место между 16 и 24 кН, а Y-образных — 24 и 34 кН, что примерно на 71—112% больше. Указанные значения в 1,5 и 3 раза больше предписанной предельной нагрузки в направлении z .

3. Испытание на усталость и долговечность

Результаты испытаний на усталость и долговечность приведены в табл. 3. Образец Y_03 разрушился после 122 396 циклов нагружения, претерпев разрушение винтов (после 83 407 и 108 876 циклов), которые заменили.

Табл. 3

Результаты испытания профилей на долговечность

Образец	Уровень нагрузки, %	F , Н	Количество циклов N	Результат
T_01	100	5910	1 000 000	Без разрушения
T_02	100	5910	1 000 000	Без разрушения
T_03	153	9042	1 000 000	Без разрушения
Y_01	153	9042	1 000 000	Без разрушения
Y_02	200	11,820	1 000 000	Без разрушения
Y_03	306	18,085	122 396	Разрушение

Окончательное разрушение (см. фотографию внизу рис. 4) также сопровождалось разрушением некоторых винтов.

T-Образные образцы и образцы Y_01 и Y_02 прошли усталостные испытания без разрушения, что позволило также выполнить их статические испытания с целью выяснения, изменилось ли их поведение. В табл. 4 приведены значения максимальной силы нагружения и силы, соответствующей первому нарушению непрерывности диаграммы нагружения, для обоих образцов после 1 млн циклов. Сравнение этих значений с таковыми для “исходных” образцов (см. табл. 2, рис. 9) свидетельствует о том, что усталостное нагружение не оказало на них значительного влияния.

Табл. 4

Максимальная сила нагружения F_{\max} и сила F_{dis} , соответствующая первому нарушению непрерывности диаграммы нагружения после 1 000 000 усталостных циклов

Образец	F_{\max} , кН	F_{dis} , кН
T_01	25,61	15,37
T_02	29,40	15,64
T_03	28,33	13,84
Среднее значение и стандартное отклонение соответственно	27,78±1,60	14,95±0,79
Y_01	38,53	37,60
Y_02	41,42	31,69
Среднее значение и стандартное отклонение соответственно	39,98±1,45	34,65±2,96

Заключение

В качестве замены титановому профилю с помощью одностадийной технологии термоформования изготовили Т- и Y-образные профили из углепластика на ПФС матрице, что привело к уменьшению массы на 58%. Свойства обоих профилей проанализировали с использованием конечно-элементного программного обеспечения Abaqus. Анализ показал, что оба профиля способны выдерживать заданную предельную нагрузку без разрушения ($FI < 1$).

Профили статически испытали на универсальной испытательной машине. Испытания показали, что первое нарушение непрерывности диаграмм деформирования Т- и Y-образного профилей имело место при нагрузке в 1,5 и 3 раза соответственно большей предельной нагрузки в направлении z . Конечно-элементное моделирование статических испытаний профилей выполнили, используя оболочечные и твердотельные конечные элементы. Получено очень хорошее согласование результатов экспериментов и моделирования МКЭ.

Хотя испытания на усталость и долговечность с использованием небольшого количества образцов дают некоторые основания для сомнений, необходимо отметить, что их провели при высоком уровне нагрузки вплоть до 1 млн циклов нагружения. Все образцы Т-образного профиля без разрушения выдержали допустимые и предельные нагрузки. Образцы Y-образного профиля испытали вплоть до значений предельной, удвоенной допустимой и удвоенной предельной нагрузки, что нетипично для данного типа конструкций. Разрушение болтового соединения произошло при удвоенной предельной нагрузке. Эти результаты превышают требования, предъявляемые к конструкции такого типа. Информация о влиянии температуры и влажности на используемый материал свидетельствует о том, что не следует ожидать значительного снижения прочности и срока эксплуатации. Более того, статические испытания образцов, выдержавших 1 млн циклов, продемонстрировали отсутствие влияния усталости на максимальную силу нагружения и силу, соответствующую первому нарушению непрерывности диаграммы нагружения.

Исследование выполнено при поддержке проекта FV30033 Министерством промышленности и торговли Чешской Республики.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Zhang X., Chen Y., and Hu J.* Recent advances in the development of aerospace materials // *Progress in Aerospace Sci.* — 2018. — Vol. 97. — P. 22—34.
2. *Bühler V., Wöginger A., and Geh S.* Thermoplastic Profiles as Part of the Thermoplastic Composite Toolbox by SGL Carbon // *ITHEC 2018, 4th Int. Conf. & Exhibition on Thermoplastic Compos., Bremen, Germany, 2018.*
3. *Offringa A.* Thermoplastics in aerospace, new products through innovative technology // *SAMPE J.* — 2005. — Vol. 41, No. 6. — P. 19—27.
4. *Offringa A.* The TAPAS Project // *SAMPE Eur. Technical Conf., Leiden, Netherlands, 2011.*
5. *Kassapoglou Ch.* Design and Analysis of Composite Structures with Applications to Aerospace Structures, 2nd Ed. — Chichester: John Wiley & Sons, 2013.
6. *James P., Varughese B., and Sundaram R.* Analytical qualification of composite co-cured T-joint for the internal fuel pressure requirement using a novel FE analytical approach: bubbles in Bermuda triangle // *INCCOM-16: National Conf. on Composites, Kerala, India, 2019.*
7. *Biron M.* Thermoplastics and Thermoplastic Composites. — 3rd ed. — Oxford: Elsevier, 2019.
8. *Gaitzsch R. and Koerdt M.* Design for assessment of interface strength in overmoulded structures made from fibre reinforced high-performance thermoplastics // *ITHEC 2018, 4th Int. Conf. & Exhibition on Thermoplastic Composites, Bremen, Germany, 2018.*
9. *Toftegaard H. and Lystrup A.* Design and test of lightweight sandwich T-joint for naval ships // *Composites: Part A.* — 2005. — Vol. 36. — P. 1055—1065.
10. *Li X., Zhu Z., Li Y., and Hu Z.* Design and mechanical analysis of a composite T-type connection structure for marine structures // *Polish Maritime Res.* — 2020. — Vol. 27, No. 2. — P. 145—157.
11. *Burns L., Mouritz A. P., Pook D., and Feih S.* Strengthening of composite T-joint using novel ply design approaches // *Composites: Part B.* — 2016. — Vol. 88 — P. 73—84.
12. *Chuyang L. and Junjiang X.* Static pull and push bending properties of RTM-made TWF composite Tee-joints // *Chinese J. Aeronautics.* — 2012. — Vol. 25. — P. 198—207.
13. *Wang Y. and Soutis C.* Fatigue behaviour of fibre-reinforced composite T-joints // *MATEC Web of Conf.* 165, 07004, 2018.
14. *Wang Y. and Soutis C.* Fatigue behaviour of composite T-Joints in wind turbine blade application // *Appl. Compos. Mater.* — 2017. — Vol. 24. — P. 461—475.
15. *Thawre M. M., Pandley K. N., Dubney A., Verma K. K., Peshwe D. R., Paretkar R. K., Jagannathan N., and Manjunatha C. M.* Fatigue life of a carbon fiber composite T-joint under a standard fighter aircraft spectrum load sequence // *Compos. Struct.* — 2015. — Vol. 127. — P. 260—266.
16. *Chowdhury N., Chiu W. K., and Wang J.* Review on the fatigue of composite hybrid joints used in aircraft structures // *Adv. Mater. Res.* — 2014. — Vols. 891—892. — P. 1591—1596.
17. URL: <https://classes.engineering.wustl.edu/2009/spring/mase5513/abaqus/docs/v6.6/bo oks/usb/default.htm?startat=pt05ch17s02abm04.html>

18. AIMS05-09-002, Airbus material specification carbon fabric, 285 g/m² fibre area mass with 43% PPS resin or equivalent resin material specification.

19. *Padovec Z., Sedláček R., and Zámečnicková T.* Testing of C/PPS element for aircraft // Proc. EAN 2019 57th Conf. on Experimental Stress Analysis, Luhačovice, Czech Republic, 2019. — P. 361—364.

20. Toray Data Sheet for material Cetex[®] TC1100.

Поступила в редакцию 28.01.2021

Окончательный вариант поступил 17.06.2021

Received Jan. 28, 2021 (June 17, 2021)
