



Научная статья

УДК 629.7.067.5:533.69:51-7

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188838>

EDN: <https://www.elibrary.ru/LCQMFS>

Исследование прочности и теплостойкости углепластика в условиях термоциклирования

Владимир Николаевич Николаев^{1✉}, Марк Григорьевич Петров², Сергей Анатольевич Гусев³

^{1, 2} Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина,
Новосибирск, Российская Федерация

³ Институт вычислительной математики и математической геофизики СО РАН,
Новосибирск, Российская Федерация

³ Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск, Российская Федерация

¹ nikvla50@mail.ru ✉

² mark-stein@list.ru

³ sag@osmf.sccc.ru

Аннотация. Возможность применения полимерных композиционных углепластиков в конструкциях сверхзвукового пассажирского самолета требует оценки способности элементов конструкций планера сохранять эксплуатационные характеристики при детерминированных и случайных тепловых и механических нагрузках. В результате этих действий происходят циклические расширения и сжатия углепластиков, которые вызывают внутренние механические напряжения. Это приводит к образованию микротрещин внутри элементов углепластика и является причиной значительного снижения прочности материалов и эксплуатационной надежности самолета. Для компьютерного моделирования термических напряжений углепластика в условиях перепадов температуры рассматривается одномерная несвязанная задача термоупругости, представляющая собой систему двух краевых задач в условиях эксплуатационных параметров режима полета и воздушной среды за бортом самолета. Экспериментально температурный профиль полета моделировался в климатической камере СМ–60/90–500 ТВХ. После выполнения определенного количества термоциклов проводили испытания элементов углепластика АСМ 102–С130UD на прочность и теплостойкость методом продольного изгиба. Согласно техническому заданию на прочность для демонстратора комплекса технологий сверхзвукового гражданского самолета ресурс назначен в 100 полетов и, соответственно, 100 термоциклов при испытаниях. Оценка изменений прочности и теплостойкости в исследованном диапазоне термоциклирования до 120 термоциклов позволяет предположить о возможном применении данного углепластика при температуре от 220 до 420 К.

Ключевые слова: моделирование случайных термических напряжений углепластика, одномерная несвязанная задача термоупругости, метод продольного изгиба прочностных испытаний, испытания на прочность и теплостойкость термоциклирования

Финансирование: работа выполнена в рамках государственного задания ИВМиМГ СО РАН WNM-2025-0002

Для цитирования: Николаев В.Н., Петров М.Г., Гусев С.А. Исследование прочности и теплостойкости углепластика в условиях термоциклирования // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 3. С. 206–215. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188838>

Original article

Studying Carbon Fiber Plastics Strength and Heat Resistance under Conditions of Thermal Cycling

Vladimir N. Nikolayev^{1✉}, Mark G. Petrov², Sergey A. Gusev³^{1,2} Siberian Scientific Research Institute of Aviation named after S.A. Chaplygin, Novosibirsk, Russian Federation³ Institute of Computational Mathematics and Mathematical Geophysics of the Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russian Federation³ Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russian Federation¹ nikvla50@mail.ru✉² mark-stein@list.ru³ sag@osmf.sccc.ru

Abstract

The possibility of the polymer composite carbon plastics application in supersonic passenger aircraft structures requires an assessment of the airframe structural elements ability to maintain operational characteristics under deterministic and random thermal and mechanical loads. As the result of these actions, cyclic expansions and contractions of carbon fiber plastics originate, which cause internal mechanical stresses under the impact of temperature, humidity, solar radiation, and other external factors. This leads to the microcracks forming inside the carbon fiber elements, and presents the reason for a considerable decrease in the strength of materials and operational reliability of the aircraft. For computer simulation of thermal stresses in carbon fiber under conditions of temperature drops, the authors tackle a one-dimensional uncoupled thermoelasticity problem, representing a system of two boundary-value problems under conditions of the flight mode operational parameters and the air environment outside the aircraft. The flight temperature profile was experimentally modeled in the SM-60/90-500 TVX climate chamber. After completing a certain number of thermal cycles, the AFM 102-C130UD carbon fiber elements were tested for strength and heat resistance by the longitudinal bending method.

In this case, thermal stresses are being determined by the Duhamel–Neumann relation, while the method of Green’s functions is used to solve boundary value problems. The authors applied a Gaussian random process with independent increments to model trajectories via the Euler–Maruyama scheme, defined on a time interval by the uniform grid. The hyperbolic equation of the boundary value problem, with a term on the right hand side in the form of a temperature gradient, is solved by determining the Lebesgue inner integral with representation of the Ito stochastic integral.

Computation of solutions to the boundary value problems and their gradients, as well as deterministic integrals, was performed analytically, i.e. by the exact formulas, while stochastic integrals were computed numerically. When summing series, finite sums were used. The number of terms in the sums was being selected each time experimentally, based on the uncertainty computing of 0.1 % of the calculated value.

Computations in the deterministic case revealed that the temperature values at the opposite boundaries of the carbon fiber composite element differ slightly, since perturbation of the zero solution in the one dimensional inhomogeneous thermoelasticity problem occurs only due to the temperature gradient across the thickness. Computational experiment demonstrated that random temperature perturbations with relatively small amplitudes were leading to the significant random values in the stresses.

In solving the thermoelasticity problem, the ASM 102-C130UD carbon plastic plates were experimentally subjected to periodic heating according to the program corresponding to the adopted temperature change profile during the flight of a supersonic passenger aircraft. The tests were conducted with a SM 65/150 166 TXB thermobaric chamber, but at the atmospheric pressure, based on the capabilities of this equipment. Tests for strength and heat resistance by the longitudinal bending method were performed in the initial state of the material and after each series of thermal cycling. The plates securing method was selected to be a hinged support of the ends.

At strength tests, loading was brought about by moving the movable support of the testing machine at a constant speed of 0.001 m/s at room temperature. Compression forces and movements of the movable support were recorded herewith.

During heat resistance tests, the samples were loaded with longitudinal bending by moving the movable support of the testing machine by 0.03 m and fixed in this position. To accelerate the process, the samples were preheated

to 353 K (below the binder softening temperature), and held until the sample temperature equaled the furnace temperature. Then, the temperature was being increased at a rate of 0.017 K/s, and the load and temperature were recorded at the moment of the sample failure.

The tests demonstrated that performing a temperature program simulating the structure heating during the flight increased the heat resistance of the samples. The load at failure is on average somewhat lower due to the temperature dependence of the material stiffness if 1179.9 N in the initial state and 1143.7 N after the thermal cycling, but with significantly less variability. The same applies to the initial load at room temperature, indicating a decrease in the samples stiffness. Thus, the structural state of the samples clearly changed as a result of the temperature program, but it became more stable.

According to the technical specifications for the durability of the supersonic civil aircraft technology complex demonstrator, the service life is set at 100 flights and, accordingly, 100 thermal cycles during the tests. The assessment of changes in the strength and heat resistance in the studied thermal cycling range up to 120 thermal cycles suggests the possible application of this carbon fiber at temperatures from 220 to 420 K.

Keywords: random thermal stresses modeling in carbon fiber composites, one dimensional uncoupled thermoelasticity problem, longitudinal bending strength tests method, strength and heat resistance tests under thermal cycling

Funding: the work was accomplished within the framework of the State Assignment IVM&MG SB RAS WNM-2025-0002

For citation: Nikolaev V.N., Petrov M.G., Gusev S.A. Studying Carbon Fiber Plastics Strength and Heat Resistance under Conditions of Thermal Cycling. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(3):206–215. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188838>

List of Figures

Fig. 1. Parameters of the flight mode and air environment overboard in accordance with the supersonic passenger aircraft application model

Fig. 2. Temperature at the right boundary of the carbon fiber element at $x = 1$

Fig. 3. Stresses at the right boundary of the carbon fiber element at $x = 1$

Fig. 4. Temperature at the $x = 1$ boundary with random disturbances

Fig. 5. Temperature at $x = 0.003$ m with random disturbances

Fig. 6. Random stress perturbations at the $x = 0.003$ m point

Fig. 7. Compression forces values during longitudinal bending tests of plates as function of the thermal cycles number when assessing their strength (1) and heat resistance (2)

List of Tables

Table. Test results of the AFM-102 C130UD carbon fiber samples for heat resistance

Введение

Углепластики, как и другие полимерные композиционные материалы (ПКМ), широко используются в авиастроении, судостроении и других отраслях машиностроения как материалы, обладающие преимуществами по сравнению с металлическими сплавами по прочности, жесткости и долговечности [1]. Однако под воздействием температуры, влажности, солнечного облучения, механических нагрузок и других внешних факторов происходит старение ПКМ, сопровождающееся ухудшением их механических показателей [2]. Поэтому важен прогноз долговечности ПКМ в условиях эксплуатации, чтобы знать, когда из соображений надежности и безопасности их дальнейшее применение станет невозможным. Для этого выполняются всесторонние исследования механических свойств ПКМ [3, 4].

Традиционные подходы, основанные на изучении статической и усталостной прочности твердых

тел [5–7], рассматривают внешние стороны явления разрушения — связи между напряжениями, деформациями, затраченную при разрушении внешнюю работу, время нагружения — и проводят формальное описание экспериментальных данных для ряда частных случаев разрушения. Более общим и перспективным представляется подход, рассматривающий внутренние термодинамические процессы нагруженных материалов с позиций теории скоростей реакций. Экспериментальные и теоретические основы этого подхода изложены в работах [8–12]. Процессы течения и разрушения материалов, а также фазовые превращения, в том числе под нагрузкой, связаны с термодинамикой твердого состояния [13, 14].

Материал можно разрушить напряжениями различного уровня и направленности (или их комбинациями), по-разному изменяющимися во времени. Но любые прочностные характеристики материалов имеют единую единицу измерения —

время разрушения. Кроме того, все они определяются теплофизическими свойствами веществ, из которых изготовлен материал, и их структурой [11].

Оценка соответствия тепловой прочности планера самолета — это процесс определения способности элементов конструкции планера сохранять эксплуатационные характеристики (прочность, форму, целостность) при тепловом воздействии в течение определенного времени.

Такая оценка важна для обеспечения надежности и безопасной эксплуатации конструкций в условиях эксплуатационных параметров режима полета и воздействия воздушной среды за бортом самолета (рис. 1).

Способность полимерных композиционных материалов в нагруженном состоянии сопротивляться воздействию температуры во многом зависит от полимерной матрицы. В стеклообразном состоянии ПМК имеет наиболее высокие механические характеристики. При нагревании происходит переход матрицы из стеклообразного в высокоэластическое состояние, что сопровождается значительным снижением механических свойств (прочности и модуля упругости) материала.

Температурный диапазон стеклообразного состояния полимерной матрицы зависит от состава и рецептуры исходных ПМК, от завершенности процесса отверждения матрицы.

Для определения предельных температур эксплуатации композитного материала контролируют его термомеханические свойства. В процессе испытаний получают термомеханические кривые, анализируя которые, судят о теплостойкости материала.

Математическое моделирование влияния случайных тепловых нагрузок на термические напряжения в исследуемом материале

Конструкции планера самолета подвержены детерминированным и случайным тепловым

и механическим нагрузкам. В результате воздействия вибрации, турбулентных воздушных потоков и случайных перепадов температуры происходят циклические расширения и сжатия, вызывающие внутренние механические напряжения. Это приводит к образованию микротрещин внутри элементов углепластика и является причиной значительного снижения его прочности и эксплуатационной надежности самолета [1–3].

Для моделирования термических напряжений элементов углепластика в условиях случайных перепадов температуры мы рассматриваем следующую одномерную несвязанную задачу термоупругости, которая представляет собой систему двух краевых задач [4, 5]:

$$u_{tt} = \frac{\lambda + 2\mu}{\rho} u_{xx} - \frac{(3\lambda + 2\mu)\alpha_T}{\rho} T_x, \\ (x, t) \in (0, l) \times (0, T]; \quad (1)$$

$$u(x, 0) = 0; \quad u_t(x, 0) = 0; \quad x \in [0, l]; \\ u(0, t) = 0; \quad u_x(l, t) = 0 \quad t \in [0, T].$$

$$T_t = a T_{xx}; \quad (x, t) \in (0, l) \times (0, T]; \\ T(x, 0) = T_0; \quad x \in [0, l]; \\ T_x|_{x=0} = 0; \quad t \in [0, T]; \\ T_x|_{x=l} = g(t) + \gamma \dot{W}(t) \quad t \in [0, T], \quad (2)$$

где λ, μ — постоянные Ламе; α_T — коэффициент теплового расширения; ρ — плотность вещества; a — коэффициент температуропроводности; $\dot{W}$ — белый шум; γ — числовой параметр, который устанавливает интенсивность случайных возмущений.

В уравнениях краевых задач (1), (2) неизвестным функциям u и T соответствуют перемещение и температура.

Если известны перемещение и температура, то напряжение σ в любой точке $(x, t) \in (0, l) \times (0, T]$ определяется соотношением Дюамеля–Неймана

$$\sigma = (\lambda + 2\mu) u_x - (3\lambda + 2\mu) \alpha_T (T - T_0). \quad (3)$$

Для решения краевых задач (1), (2) мы используем метод функций Грина [6], согласно которому решение задачи (2) имеет вид

$$T(x, t) = T_0 \int_0^l G_2(x, s, t) ds + \\ + a \int_0^t g(\tau) G_2(x, l, t - \tau) d\tau + \\ + a\gamma \int_0^t G_2(x, l, t - \tau) dW_\tau, \quad (4)$$

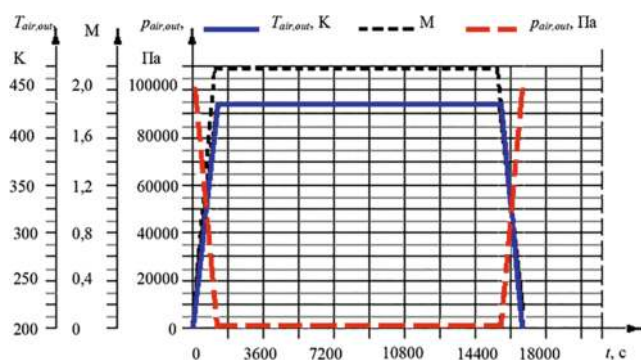


Рис. 1. Параметры режима полета и воздушной среды за бортом в соответствии с моделью применения сверхзвукового пассажирского самолета

$$G_2(x, s, t) = \frac{1}{l} + \frac{2}{l} \sum_{k=1}^{\infty} \cos\left(\frac{k\pi x}{l}\right) \cos\left(\frac{k\pi s}{l}\right) \exp\left(-\frac{ak^2\pi^2 t}{l^2}\right). \quad (5)$$

Заметим, что

$$\int_0^l G_2(x, s, t) ds = 1,$$

и этот интеграл в равенстве (4) можно не записывать.

При наличии случайных возмущений в граничном условии задачи (2) решения краевых задач (1) и (2) представляют собой случайные процессы, которые зависят от переменных x и t .

В правой части уравнения (4) находится стохастический интеграл по винеровскому случайному процессу W [7]. Переменную времени, от которой зависит винеровский процесс, обозначаем в виде нижнего индекса. При фиксированном значении $x \in [0, l]$ интеграл I_2 как функция t представляет собой гауссов случайный процесс с независимыми приращениями, для моделирования траекторий которого в данной работе используется схема Эйлера–Маруямы [8], заданная на интервале $[0, t]$ с равномерной сеткой

$$I_{2,j+1} = I_{2,j} + \sqrt{h} G_2(x, t, (t - \tau_j)) \xi_j, \quad I_{2,0} = 0, \quad (6)$$

где h – шаг сетки; $\{\xi_j\}$ – независимые нормально распределенные случайные величины с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией.

В гиперболическом уравнении краевой задачи (1) слагаемое в правой части, которое содержит градиент температуры, является источником. Решение этой краевой задачи имеет вид

$$u(x, t) = -\frac{(3\lambda + 2\mu)\alpha_T}{\rho} \times \int_0^t \int_0^l T_x(s, \tau) G_1(x, s, t - \tau) ds d\tau, \quad (7)$$

где G_1 – функция Грина для этой задачи:

$$T_x(x, t) = \frac{2a\pi}{l^2} \sum_{k=1}^{\infty} (-1)^{k+1} k \sin\left(\frac{k\pi x}{l}\right) \left[\int_0^t g(\tau) \exp\left(-\frac{ak^2\pi^2(t-\tau)}{l^2}\right) d\tau + \gamma \int_0^t \exp\left(-\frac{ak^2\pi^2(t-\tau)}{l^2}\right) dW_\tau \right]. \quad (9)$$

$$I_1^{kj} = \int_0^t \frac{\lambda_j b \exp\left(-\frac{ak^2\pi^2(t-r)}{l^2}\right) - \lambda_j b \cos(\lambda_j b(t-r)) + \frac{ak^2\pi^2}{l^2} \sin(\lambda_j b(t-r))}{(\lambda_j b)^2 + \left(\frac{ak^2\pi^2}{l^2}\right)^2} dW_r. \quad (12)$$

$$G_1(x, s, t) = \frac{2}{bl} \sum_{j=1}^{\infty} \frac{1}{\lambda_j} \sin(\lambda_j x) \sin(\lambda_j s) \sin(\lambda_j b t);$$

$$\lambda_j = \frac{\pi(2j+1)}{2l}; \quad b = \sqrt{\frac{\lambda + 2\mu}{\rho}}. \quad (8)$$

Дифференцированием равенства (4) получаем производную T_x (9).

При подстановке (9) в (7) в правой части появляются повторные стохастические интегралы вида

$$I_1^{kj} = \int_0^t \sin(\lambda_j b(t-\tau)) \int_0^\tau e^{-\frac{ak^2\pi^2(\tau-r)}{l^2}} dW_r d\tau. \quad (10)$$

Для вычисления интеграла (10) применим правило замены порядка интегрирования [9]. Согласно этому правилу, интеграл (10) можно представить в следующем виде:

$$I_1^{kj} = \int_0^t e^{-\frac{ak^2\pi^2 r}{l^2}} \int_r^t \sin(\lambda_j b(t-\tau)) e^{-\frac{ak^2\pi^2 \tau}{l^2}} d\tau dW_r. \quad (11)$$

Взяв внутренний интеграл Лебега в интеграле (11), получим представление I_1^{kj} в виде стохастического интеграла Ито (12).

Моделирование траекторий случайных процессов I_1^{kj} , представленных в виде (12) как функции t , производится аналогично моделированию траекторий I_2 методом Эйлера–Маруямы (6).

Компьютерное моделирование термических напряжений под действием случайных тепловых нагрузок

Решение задачи термоупругости в рамках представленного в работе теплофизического эксперимента мы проводим для элемента углепластика со следующими характеристиками: $l = 4 \cdot 10^{-3}$ м – толщина; $\rho = 1500$ кг/м³ – плотность; $a = 8 \cdot 10^{-7}$ м²/с – коэффициент температуропроводности; $\lambda = 3,46 \cdot 10^3$ Па; $\mu = 2,31 \cdot 10^3$ Па – постоянные Ламе; $\alpha_T = 2,5 \cdot 10^{-6}$ К⁻¹ – коэффициент теплового расширения.

Начальное значение температуры $T_0 = 220$ К было взято постоянным на отрезке $[0, l]$.

Функция g в граничном условии краевой задачи (2) подобрана так, чтобы в расчетах без случайных помех температура на внешней поверхности элемента углепластика была такой же, как на рис. 1. В нашем эксперименте она имеет вид:

$$g(t) = 2,7462 \begin{cases} 0,18125t + 220, & t \in [0, 1200]; \\ 0, & t \in (1200, 16600]; \\ -0,1812(t - 16600) + 437,5, & t \in (16600, 17800]. \end{cases}$$

При вычислении решений краевых задач (1), (2) и их градиентов детерминированные интегралы определялись аналитически, т.е. по точным формулам, а стохастические — численно. При суммировании рядов брались конечные суммы. При этом количество слагаемых в суммах каждый раз подбиралось экспериментально из расчета точности 0,1% от вычисляемой величины.

На рис. 2 и 3 представлены графики изменения температуры и напряжения на правой границе ($x = l$) соответственно, полученные в результате решения краевых задач (1), (2) без случайных возмущений.

Расчеты в детерминированном случае показали, что значения температуры на противоположных границах элемента углепластика различаются незначительно, т.е. ввиду малой толщины элемента углепластика значения градиента температуры очень малы. Поскольку возмущение нулевого решения в задаче (1) осуществляется только из-за T_x , то по этой причине получаются очень малыми значения функций $u(x, t)$ и $u_x(x, t)$. Поэтому основной вклад в расчет напряжений вносит преимущественно второе слагаемое в правой части равенства (3).

На рис. 4 и 5 приведены графики изменения температуры на правой границе и в точке $x = 0,003$ м соответственно, которые получены в результате вычислений краевой задачи (2) со случайными возмущениями с коэффициентом $\gamma = 1000$ в граничном условии. На этих рисунках хорошо видно уменьшение амплитуды случайных возмущений при переходе от границы во внутреннюю точку области.

На рис. 6 приведены результаты вычисления напряжений в точке $x = 0,003$ м. Вычисления случайных возмущений температуры и напряжения проводились на одном и том же наборе псевдослучайных чисел. Результаты расчетов показали, что случайные отклонения значений температуры от невозмущенных значений находятся в пределах $\pm 2\%$, а случайные отклонения напряжений от их невозмущенных значений достигают 27%. Таким образом, вычислительный эксперимент показал, что для рассматриваемого материала случайные возмущения температуры со сравнительно незначительными амплитудами привели к

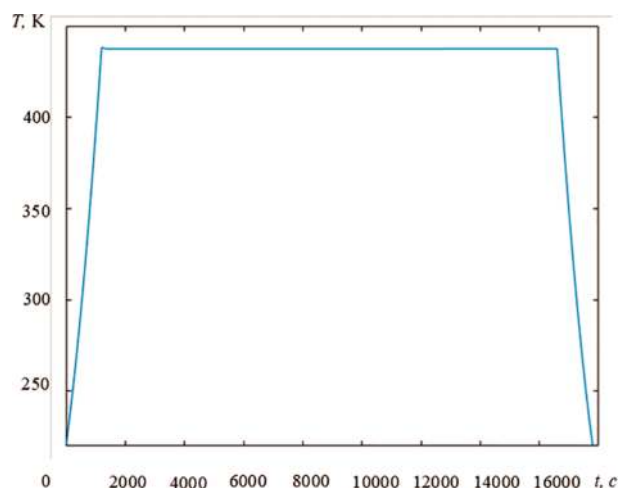


Рис. 2. Температура на правой границе элемента углепластика при $x = l$

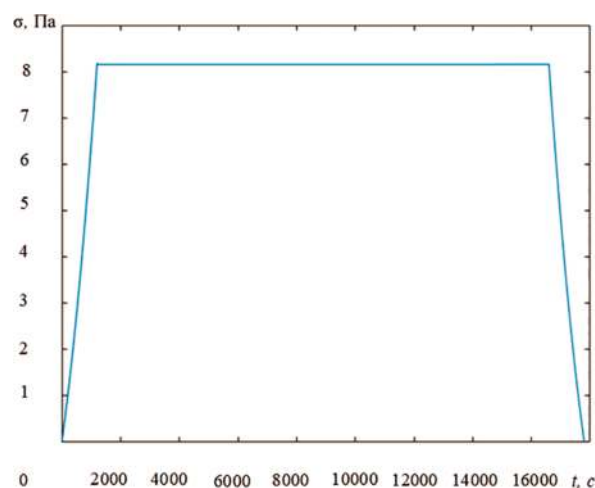


Рис. 3. Напряжения на правой границе элемента углепластика при $x = l$

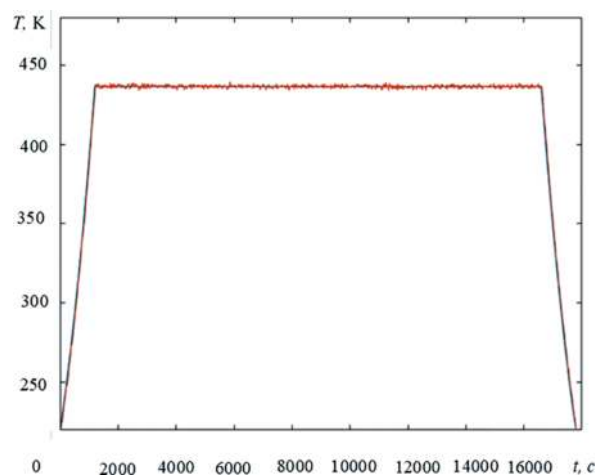


Рис. 4. Температура на границе $x = l$ со случайными возмущениями

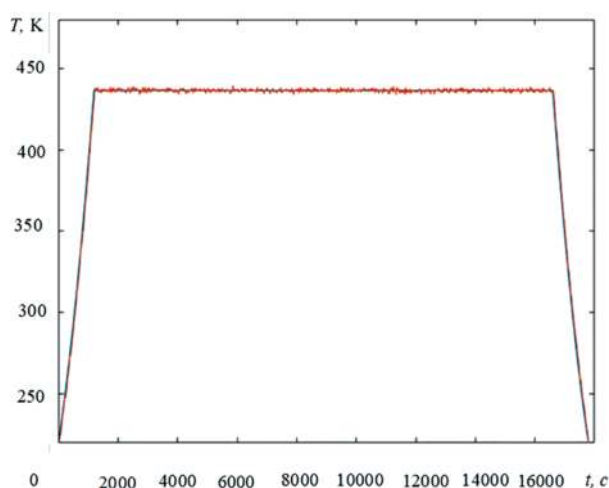


Рис. 5. Температура при $x = 0,003$ м со случайными возмущениями

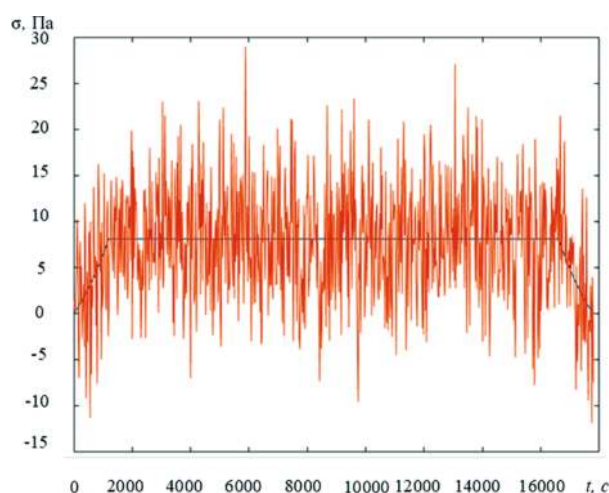


Рис. 6. Случайные возмущения напряжений в точке $x = 0,003$ м

значительным отклонениям случайных значений в напряжениях.

Руководствуясь температурными параметрами принятой модели применения самолета, была разработана программа испытаний образцов углепластика. Ее целью, в первую очередь, было оценить результаты воздействия повышенной температуры, предполагаемой в эксплуатации самолета, на основные механические характеристики материала. К ним были отнесены прочность и теплостойкость.

Материал и методы испытаний

Испытывались образцы (пластины) из углепластика АСМ-102 С130UD номинальной толщиной 0,003 м и шириной 0,1 м. Соотношение количества слоев разной направленности ($n_0 : n_{45} : n_{90}$) составляло примерно 50/42/8. Схема укладки по углу наклона к продольной оси пластин была следующая:

+45/90/0/−45/+45/0/0/0/0/+45/−45/0/0/−45/+45/0/0/0/0/+45/−45/0/90/+45.

Длина пластин составляла 0,300 м, и лучшим методом испытаний, исключающим влияние условий закрепления образцов в захватах испытательной машины, был выбран продольный изгиб. Этот метод давно используется многими исследователями как для оценки прочности стержней и пластин в различных температурно-силовых условиях, так и для изучения изменений структурного состояния материала [10–15]. Используя, например, теоретическое решение задачи продольного изгиба [16] и сравнивая его с реальным поведением стержня в тех же условиях, можно исследовать динамику его течения и разрушения [17]. Воспользуемся этим методом испытаний и способом определения прочности и теплостойкости испытуемых образцов, запатентованным Бийским заводом стеклопластиков [18], для случая термоциклического воздействия на композит. Режимы нагружения выбирали по имеющимся экспериментальным данным, взятым из работы, где этот метод использовался [15].

Пластины подвергались периодическому нагреву по программе, соответствующей принятому профилю изменений температуры при полете сверхзвукового пассажирского самолета (см. рис. 1). Испытания проводились в термобарокамере СМ-65/150-166 ТХБ, но при атмосферном давлении, исходя из возможностей данного оборудования. Испытания методом продольного изгиба на прочность и теплостойкость проводились в исходном состоянии материала и после каждой серии термоциклирования. Выбран способ закрепления пластин в виде шарнирного опирания торцов.

В испытаниях на прочность нагружение осуществлялось перемещением подвижной опоры испытательной машины с постоянной скоростью 0,001 м/с при комнатной температуре. При этом регистрировались усилия сжатия и перемещения подвижной опоры.

При испытаниях на теплостойкость образцы нагружали продольным изгибом перемещением подвижной опоры испытательной машины на 0,03 м и фиксировали ее в этом положении. В целях ускорения процесса проводили предварительный нагрев образцов до 353 К (ниже температуры размягчения связующего) и выдерживали их до равенства температуры образца температуре в печи. Затем со скоростью 0,017 К/с повышали температуру и регистрировали нагрузку и температуру в момент разрушения образца.

Результаты испытаний

Результаты периодического определения прочности испытуемых пластин при комнатной темпе-

ратуре и их теплостойкости, выраженных в усилиях сжатия в момент разрушения, приведены на рис. 7 для 120 термоциклов. Согласно техническому заданию на прочность для демонстратора комплекса технологий сверхзвукового гражданского самолета ресурс назначен в 100 полетов и, соответственно, 100 термоциклов при испытаниях. Температура в момент разрушения образцов при определении теплостойкости в среднем возросла от 410 до 435 К. Итоговые данные с учетом статистики результатов испытаний приведены в таблице.

Испытания показали, что выполнение температурной программы, имитирующий нагрев конструкции в полете, повышает теплостойкость образцов. Нагрузка при разрушении в среднем несколько ниже ввиду температурной зависимости жесткости материала – 1179,9 Н в исходном состоянии и 1143,7 Н после термоциклирования, но с существенно меньшим разбросом. То же относится и к начальной нагрузке при комнатной температуре, что указывает на снижение жесткости ПКМ. Таким

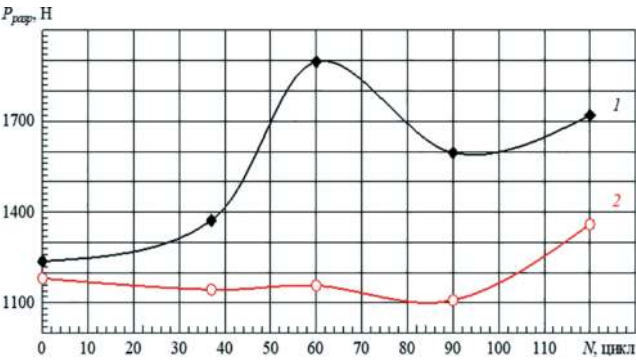


Рис. 7. Значения усилий сжатия при испытаниях пластин методом продольного изгиба в зависимости от числа термоциклов при оценке их прочности 1 и теплостойкости 2

образом, структурное состояние ПКМ в результате выполнения температурной программы явно изменилось, но стало более стабильным.

При испытаниях на прочность наблюдается подобная же картина: максимум нагрузки после термоциклирования снизился, но с меньшим разбросом. Однако нагрузка при разрушении стала больше с соответствующим увеличением прогиба (перемещения подвижной опоры). То есть жесткость образцов, как и при испытаниях на теплостойкость, несколько снизилась, а прочность возросла.

Анализ и обсуждение результатов испытаний

Результаты испытаний в целом объясняют, что воздействия переменных температур приводят к температурным напряжениям из-за разности коэффициентов теплового расширения, входящих в композит материалов. Обычно в композите происходят и процессы доотверждения связующего. Так, пребывание углепластика авиационного назначения на открытом стенде, но защищенном от солнечной радиации, при климатических испытаниях в течение семи лет повышает его прочностные характеристики [19]. Непрерывное воздействие отрицательной температуры также дает эффект повышения прочности углепластика [20]. То есть можно сделать вывод, что температурные напряжения, действующие длительное время, создают более равномерное поле внутренних напряжений, что приводит к уменьшению скорости разрушения ПКМ (увеличению его прочностных характеристик).

Таким образом, проведенный эксперимент дает основание для применения исследованного материала в условиях полета самолета, но с некоторым ограничением теплового воздействия.

Результаты испытаний образцов углепластика ACM-102 C130UD на теплостойкость

Состояние материала	Начальная нагрузка при 296 К, Н	Нагрузка при разрушении, Н	Температура при разрушении, К	Среднее значение температуры, К
В исходном состоянии	1744,4	1403,4	408	446,3
	1449,2	1127,0	415	
	1526,2	1202,1	411	
	1548,3	731,9	411	
	1685,4	1377,5	406	
	1564,8	1237,9	411	
После выполнения температурной программы	1459,7	1165,0	438	435,0
	1419,3	1150,1	439	
	1391,3	1142,4	436	
	1409,6	1137,9	431	
	1389,7	1121,0	431	

Выводы

Проведено моделирование термических напряжений углепластика в условиях случайных перепадов температуры. При этом рассмотрена одномерная несвязанная задача термоупругости, представляющая собой систему двух краевых задач в условиях эксплуатационных параметров режима полета и воздушной среды за бортом самолета. Результаты моделирования показали, что незначительные возмущения температурного поля, вызванные случайными возмущениями на границе, приводят к существенным случайным возмущениям в напряжениях внутри области. Экспериментально смоделирован температурный профиль полета для сверхзвукового

самолета в климатической камере СМ–60/90–500 ТВХ. После выполнения определенного количества термоциклов проведены испытания элементов углепластика АСМ–102 С130UD на прочность и теплостойкость методом продольного изгиба. Согласно техническому заданию на прочность для демонстратора комплекса технологий сверхзвукового гражданского самолета, ресурс назначен в 100 полетов и, соответственно, 100 термоциклов при испытаниях. Оценка изменений прочности и теплостойкости в исследованном диапазоне термоциклирования до 120 термоциклов позволила обосновать возможность применения данного углепластика при температуре от 220 до 420 К.

Конфликт интересов / Conflict of Interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no relevant conflict of interests

Список источников / References

- Болотин В.В. Распределение времен до разрушения при случайных нагрузках // Прикладная механика и техническая физика. 1980. Т. 21. № 5. С. 149–158.
Bolotin VV. Energy approach to the description of fatigue crack growth in a non-uniaxial stress state. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 1980;21(5):699–706. DOI: 10.1007/BF00910177
- Валишин А.А., Карташов Э.М. Математическое моделирование термических напряжений в твердом теле с внутренней трещиной // Математическое моделирование и численные методы. 2018. № 3(19). С. 3–21. DOI: 10.18698/2309-3684-2018-3-321
Valishin AA, Kartashov EM. Mathematical modeling of thermal stresses in a solid with an internal crack. *Mathematical Modeling and Computational Methods*. 2018(3):3–21. (In Russ.).
- Каблов Е.Н., Старцев В.О. Влияние внутренних напряжений на старение полимерных композиционных материалов. Обзор // Механика композитных материалов. 2021. Т. 57. № 5. С. 805–822. DOI: 10.22364/mkm.57.5.01
Kablov EN, Startsev VO. The influence of internal stresses on the aging of polymer composite materials: a review. *Mechanics of Composite Materials*. 2021;57(5):565–576. DOI: 10.1007/s11029-021-09979-6
- Новацкий В. Теория упругости / Пер. с польского Б.Е. Победря. М.: Мир, 1975. 872 с.
Nowacki W. *Theory of elasticity*. Moscow: Mir; 1975. 872 p. (In Russ.).
- Коваленко А.Д. Термоупругость. Киев: Вища школа, 1975. 216 с.
Kovalenko AD. *Thermoelasticity*. Kiev: Vishcha shkola; 1975. 216 p. (In Russ.).
- Полянин А.Д. Справочник. Линейные уравнения математической физики. М.: Физматлит, 2001. 576 с.
Polyanin AD. *Handbook. Linear equations of mathematical physics*. Moscow: Fizmatlit; 2001. 576 p. (In Russ.).
- Гихман И.И., Скороход А.В. Введение в теорию случайных процессов. 2-е изд. М.: Наука, 1977. 568 с.
Gikhman II, Skorokhod AV. *Introduction to the theory of random processes*. 2nd ed. Moscow: Nauka; 1977. 568 p. (In Russ.).
- Kloeden PE, Platen E. *Numerical solution of stochastic differential equations*. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 1992. 632 p. DOI: 10.1007/978-3-662-12616-5
- Кузнецов Д.Ф. Стохастические дифференциальные уравнения: теория и практика численного решения. 4-е изд., испр. и доп. СПб.: Изд-во политехн. ун-та, 2010. 786 с.
Kuznetsov DF. *Stochastic differential equations: theory and practice of numerical solution*. 4th ed. St. Petersburg: Polytechnic University; 2010. 786 p. (In Russ.).
- Блазнов А.Н., Петров М.Г., Старцев О.В. и др. Методы механических испытаний армированных пластиков. Бийск: Изд-во АлтГТУ, 2025. 405 с.
Blaznov AN, Petrov MG, Startsev OV, et al. *Methods of mechanical testing of reinforced plastics*. Biysk: AltGTU; 2025. 405 p. (In Russ.).

11. Савин В.Ф., Блазнов А.Н. (ред.). Испытания упругих стержней методом продольного изгиба: Монография. Барнаул: Изд-во АлтГТУ, 2009. 222 с.
Savin VF, Blaznov AN. (eds). *Testing elastic rods by longitudinal bending*. Barnaul: AltGTU; 2009. 222 p. (In Russ.).
12. Блазнов А.Н., Савин В.Ф., Волков Ю.П. и др. Методы механических испытаний композиционных стержней: Монография. Бийск: Изд-во АлтГТУ, 2011. 314 с.
Blaznov AN, Savin VF, Volkov YuP, et al. *Methods of mechanical testing of composite rods*. Biysk: AltGTU; 2011. 314 p. (In Russ.).
13. Арнаутков А.К., Тарнопольский Ю.М. Продольный изгиб как метод определения изгибной прочности композитных материалов // Механика композитных материалов. 2004. Т. 40. № 1. С. 25–42.
Arnautov AK, Tarnopol'skii YuM. Longitudinal flexure as a method for determining the flexural strength of composite materials. *Mechanics of Composite Materials*. 2004;40(1):17–28.
14. Волков Ю.П., Луговой А.Н., Савин В.Ф. и др. Метод определения механических характеристик стержней по результатам испытаний на продольный изгиб // Заводская лаборатория. 2004. Т. 70. №9. С. 58–62.
Volkov YuP, Lugovoi AN, Savin VF, et al. A method for determining the mechanical characteristics of rods based on the results of longitudinal bending tests. *Zavodskaya laboratoriya*. 2004;70(9):58–62. (In Russ.).
15. Атыасова Е.В. Оптимизация рецептурно-технологических параметров, обеспечивающих максимальную теплостойкость полимерных композитов, определяемую усовершенствованными методами термомеханических испытаний: Дисс. ... канд. техн. наук. Бийск, 2016. 120 с.
Atyasova EV. *Optimization of formulation and technological parameters that ensure maximum heat resistance of polymer composites, determined by advanced thermomechanical testing methods*. PhD thesis. Biysk: BTI; 2016. 120 p. (In Russ.).
16. Kuznetsov VV, Levyakov SV. Complete solution of the stability problem for elastica of Euler's column. *International Journal of Non-Linear Mechanics*. 2002;37(6):1003–1009. DOI: 10.1016/S0020-7462(00)00114-1
17. Петров М.Г. Особенности и закономерности разрушения однонаправленного стеклопластика при продольном изгибе // Численные методы решения задач теории упругости и пластичности: Сборник трудов XXIV Всероссийской конференции (2–4 июня 2015; Омск). Омск: Изд-во ОмГТУ, 2015. С. 167–170.
Petrov MG. Features and patterns of destruction of unidirectional fiberglass during longitudinal bending. *Chislennyye metody resheniya zadach teorii uprugosti i plastichnosti. Materialy XXIV Vserossiiskoi konferentsii (June 2–4, 2015; Omsk)*. Omsk: OmGTU; 2015. p. 167–170. (In Russ.).
18. Рудольф А.Я., Поздеев С.П., Савин В.Ф. и др. Способ определения термомеханических характеристик полимерных композиционных материалов. Патент RU 2564520 C1. Бюл. № 28, 10.10.2015.
Rudol'f AJ, Pozdeev SP, Savin VF, et al. *Method of determining thermomechanical properties of polymer composite materials*. Patent RU 2564520 C1. Bull. 28, 10.10.2015. (In Russ.).
19. Petrov MG, Startsev OV, Lebedev MP, et al. Strength Characteristics of Carbon Fiber Reinforced Plastic in Shear and Cyclic Extension – Compression after 7 Years of Climate Exposure. *Universal Journal of Carbon Research*. 2024;2(1):1–13. DOI: 10.37256/ujcr.2120244131
20. Петров М.Г., Лебедев М.П., Старцев О.В. и др. Влияние низких температур и влаги на прочностные свойства углепластика // Доклады РАН. Химия, науки о материалах. 2021. Т. 500. № 1. С. 62–68. DOI: 10.31857/S2686953521050149
Petrov MG, Lebedev MP, Startsev OV, et al. Effect of low temperatures and moisture on the strength performance of carbon fiber reinforced plastic. *Doklady Physical Chemistry*. 2021;500(1):C. 85–91. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 28.06.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 04.09.2026
Принята к публикации / Accepted 08.09.2026