

Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 12. С. 535–543
Thermal processes in engineering, 2025, vol. 17, no. 12, pp. 535–543

Научная статья
УДК 629.7.01
URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=187092>
EDN: <https://www.elibrary.ru/CEEAUV>

Исследование влияния аэродинамического воздействия на прочность клеевого соединения плиток теплозащиты для многоразового летательного аппарата крылатой формы

О.В. Тушавина¹, М.Я. Гофин², П.В. Пичужкин³✉

^{1,2,3}Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация

³Ppb81@mail.ru✉

Аннотация. В статье рассматривается одна из актуальных проблем – разрушение плиточной теплозащиты вследствие влияния аэродинамического воздействия при движении многоразового летательного аппарата.

В данной работе изучается влияние аэродинамического воздействия на клеевое соединение в рамках исследования свойств обшивки.

Целью работы является расчет прочности соединения теплозащитных элементов с корпусом многоразового летательного аппарата, для предупреждения разрушающих последствий панелей обшивки рассматриваемого вида летательных аппаратов. В работе представлены расчеты прочности клеевого соединения с использованием основных уравнений из курса сопротивления материалов.

Результатом работы является вывод зависимостей максимального напряжения сдвига от площади приклейки

Ключевые слова: клеевое соединение, плиточная тепловая защита, напряжения сдвига, абляционные материалы, многослойная архитектура, панели обшивки, многоразовый летательный аппарат крылатой формы

Финансирование. Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (FSFF-2025-0001).

Для цитирования. Тушавина О.В., Гофин М.Я., Пичужкин П.В. Исследование влияния аэродинамического воздействия на прочность клеевого соединения плиток теплозащиты для многоразового летательного аппарата крылатой формы // Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 12. С. 535–543. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=187092>

Original article

Research of the influence of aerodynamic heating on adhesive connection characteristics of winged reusable spacecraft (SCVs)

O.V. Tushavina¹, M.Y. Gofin², P.V. Pichuzhkin³✉^{1,2,3}Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation³Ppb81@mail.ru✉

Abstract. The article examines one of the current problems - the destruction of tile thermal protection due to the influence of aerodynamic heating during the movement of a reusable aircraft. Tiled thermal protection is necessary to ensure reliability and stability of its operation under conditions of high temperatures and other influences.

This paper examines the effect of heat on adhesive bonding as part of a study of sheathing properties. The purpose of the work is to calculate the strength of the considered type of connection of heat-protective elements with the body of a reusable aircraft. The result of the work is the derivation of the dependence of the maximum shear stress on the gluing area.

Keywords: adhesive connection, tile thermal protection, shear stress, ablative materials, multilayer architecture, skin panels, aerodynamic heating, winged reusable aircraft

Funding. The work was performed within the framework of the state assignment of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (FSFF-2025-0001).

For citation. Tushavina O.V., Gofin M.Y., Pichuzhkin P.V. Research of the influence of aerodynamic heating on adhesive connection characteristics of winged reusable spacecraft (SCVs). *Thermal processes in engineering*. 2025, vol. 17, no. 12, pp. 535–543. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=187092>

Введение

Актуальность изучения действия высоких температур на теплозащиту многоразовых летательных аппаратов всегда была одной из основных задач в области его проектирования и конструирования, в области аэродинамики его полета, и подробно рассмотрена в целом ряде работ, в то время как есть возможность появления разрушающих, необратимых последствий гибели КЛА в случае потери (отрыва плиток теплозащиты). Одной из наиболее важных целей материаловедения в рамках МКА является достижение термостойкости, низкого веса плиток, высокой прочности при воздействии силовых и температурных факторов, которые необходимо сохранить под действием аэродинамических, инерционных и упругих сил при входе в атмосферу.

В данной работе изучаются воздействие сдвиговых напряжений на целостность клеевого со-

единения ПТЗМ и демпфирующих подложек теплозащитных панелей, а также клеевого соединения с обшивкой, при аэродинамическом воздействии на этапе входа в плотные слои атмосферы и мощных тепловых возмущений на внешнюю поверхность ТЗП.

Результаты исследования будут полезны при проектировании теплозащиты для КЛА крылатой формы.

1. Материалы и методы (Начальные сведения)

Решение задачи о теплозащите сводится к изучению свойств основных материалов для конструкций КЛА крылатой формы, проведению прочностного исследования одного из видов соединения панелей на корпус летательного аппарата – клея. В данной работе рассматривается клей Эластосил 137-175М, необходимый для крепления слоев защитного покрытия и эле-

мента теплозащитной конструкции к обшивке. В его основе кремне органический каучук, что позволяет обеспечивать надежное соединение элементов конструкции в диапазоне температур, начиная с -130 градусов Цельсия вплоть до $+300$ градусов Цельсия [1].

В качестве теплозащиты МКА должен быть использован материал, удовлетворяющий следующим требованиям:

- многократность использования (не менее 100 циклов);
- температура использования от минус 150 °С до плюс 1250 °С;
- коэффициент теплопроводности не более $0,5$ Вт/(м×град.);
- плотность не более $0,15$ гр/см³;
- предел прочности при растяжении не менее $0,2$ Мпа.

Этим условиям наиболее полно удовлетворяли материалы на основе кварцевых волокон, в которых максимально подавлен радиационный и конвективный перенос тепла через поры и основу.

Конструктивно теплозащита выполнялась из отдельных элементов, каждый из которых включал плитку ТЗК с наружным стекловидным покрытием толщиной $0,3$ мм, приклеиваемую к несущей конструкции с помощью эластичного клея через демпфирующую подложку [2].

Расчет производится на основе прочностных уравнений с изменением длин подложки относительно размеров теплозащитной плитки. На основе полученных данных строятся графики зависимостей значений максимальных напряжений сдвига клеевого соединения от площади приклейки [3], [13].

2. Материалы для теплозащитных плиток

Один из ключевых элементов успешного полета в космос на МКА – это эффективная теплозащита, способная сохранять свои характеристики при многократных вылетах. Важно, чтобы материал обладал необходимой прочностью при низком весе, был термостойким при значительных перепадах температур, имел низкую теплопроводность и очень хорошую черноту поверхности ($0,89...0,99$). Также он должен быть устойчивым к воздействию микроор-

ганизмов и бактерий, защищать от продуктов жизнедеятельности живых организмов (птиц, мышей, насекомых) и предотвращать возможное проникновение вредных элементов внутрь конструкции или ее разрушение [4].

Например, материалы на основе кварцевых волокон оказались самыми подходящими благодаря своей способности выдерживать тепловые удары до 1250 градусов с последующим быстрым охлаждением. Единственным естественным материалом с такими характеристиками является аморфный кварц высокой степени очистки. Для защиты конструкций из кварцевых волокон от эрозии и загрязнений могут использоваться различные покрытия на основе боросиликатного стекла. Для зон планера с нагревом до 1250 градусов подходит керамическая плитка с волокнами двуокиси кремния SiO_2 (кварца), имеющая форму квадрата со сторонами длиной 15 см [5].

Система теплозащиты (СТЗ) служит границей между высокотемпературными потоками и компонентами космического аппарата. Теплоизоляционные системы создаются на основе двух типов материалов – многоразовых и абляционных. Многоразовые материалы, например, керамические плитки на космическом корабле, переизлучают тепло для защиты структурных элементов и не разрушаются при нагревании, в то время как абляционные материалы разрушаются в процессе нагревания, частично сохраняя свои теплоизоляционные свойства [5].

Основными требованиями, предъявляемыми к системам теплозащиты, являются:

- Способность выдерживать высокие тепловые нагрузки. Основная роль систем тепловой защиты заключается в регулировании потока тепла к космическому аппарату и от него.
- Способность выдерживать высокие механические нагрузки. Экстремальное аэродинамическое давление, а также инерционные, динамические и акустические нагрузки в плоскости – все это механические нагрузки на СТЗ.
- Большие пределы прогиба. СТЗ формирует аэродинамический профиль космического аппарата.
- Способность выдерживать высокие ударные нагрузки. СТЗ могут подвергаться различным видам воздействия при установке, запуске, полете и посадке.

– Устойчивость к коррозии. Высокие температуры поверхности при входе в атмосферу делают СТЗ восприимчивыми к окислению.

– Низкая стоимость эксплуатации. СТЗ требуют технического обслуживания на протяжении всего срока службы космических аппаратов (в дополнение к первоначальным затратам на изготовление и установку).

– Небольшой вес. СТЗ составляет значительную часть стартового веса, и для предотвращения необходимости увеличения потребности в топливе, СТЗ должны быть как можно легче.

– Универсальность теплозащитного покрытия. Универсальность позволяет применять теплозащитное покрытие на многих МКА [5]; [6]; [7].

3. Сборка керамической теплозащитной плитки

Плиточная конструкция – это полуфабрикат, неразъемно соединенный с фетровой демпфирующей подложкой. С помощью шаблона из листа фетра вырезается пластина подложки и помещается в полиэтиленовую упаковку после того, как указаны марки керамической плитки и места ее приклейки к изделию.

Клей-герметик, используемый для соединения плитки-полуфабриката с подложкой имеет ряд характеристик. Во-первых, он имеет однородную массу без примесей и расслоений. Во-вторых, прочность при сдвиге клеевого соединения со сплавом алюминия Д 16ЧТ1 составляет не менее 1,5 МПа или 15 кгс/см² при температуре 20 ± 2 °С, а при температуре 300 ± 3 °С прочность равняется 0,4 Мпа или 4 кгс/см². В-третьих, его плотность не более 1,5 г/см³ [1]; [2]; [5]; [11].

Перед тем как наносится клей, поверхность плитки и фетровой подложки обезжиривается перхлорэтиленом в специальной установке, а затем очищается промышленным пылесосом. После произведенных операций наносится ровный слой клея [8] на размеченную поверхность плитки-полуфабриката и на поверхность демпфирующей подложки около 200–250 г/м².

4. Расчет прочности клеевого соединения

По причине того, что на верхнюю часть корпуса многоразового летательного аппарата крылатой формы установлены плитки, для них предлагается клеевой вариант соединения, требую-

щий расчета напряжений. Произведем данный расчет по формуле вычисления энергии торможения (1)

$$r_w = \frac{q_w u_w}{c_p (T_\infty - T_w)}, \quad (1)$$

где r_w – это энергия торможения; q_w – плотность теплового потока на наветренную часть МКА; u_w – скорость набегающего воздушного потока; c_p – теплоемкость воздуха; T_∞ – температура воздуха на расчетной высоте (берется из ГОСТ 4401-81), T_w – температура на поверхности плиточного элемента теплозащиты [3]; [5]; [9]; [10]; [12]; [13].

Для дальнейших расчетов по построению зависимостей максимальных напряжений сдвига в качестве исходных данных примем следующие параметры: плотность теплового потока $q_w = 5030$ Вт/м²; скорость набегающего воздушного потока $u_w = 8320$ м/с; теплоемкость воздуха $c_p = 965$ Дж/(кг×К); температура воздуха на расчетной высоте 115 км – 116 км $T_\infty = 301$ К (в соответствие с ГОСТ 4401 – 81); температура на поверхности плиточного элемента теплозащиты $T_w = 223$ К. (В связи с тем, что находясь в зонах ЛА ОК Буран направленных в «черный» космос происходит выхолаживание) [5]. И тогда по вышеприведенной формуле (1) расчета торможения будет получено его значение (2):

$$\begin{aligned} r_w &= \frac{q_w u_w}{c_p (T_\infty - T_w)} = \\ &= \frac{5030 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \times 8320 \frac{\text{м}}{\text{с}}}{965 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \times \text{К}} (301\text{К} - 223\text{К})} = 555,993 \text{Па}; \\ r_w &= 555,993 \text{ Па} = 0,00567 \text{ кг/см}^2. \end{aligned} \quad (2)$$

Зная энергию торможения, запишем формулу для ее расчета в виде соотношения (3), учитывая силу трения и разность давлений между торцами и поверхностью плитки (в верхней части), отнесенных ко всей площади верхней поверхности плиточного элемента.

$$r_w = \frac{F_T - \Delta P \times S_{\text{торц}}}{S_{\text{пов}}}, \quad (3)$$

где F_T – сила трения воздуха о поверхность покрытия; ΔP – перепад статического давления на

торце и верхней части элемента ПТЗП орбитального корабля; $S_{\text{торц}}$ – площадь торцевой поверхности плиточного элемента; $S_{\text{пов}}$ – площадь верхней поверхности плиточного элемента.

Из выражения (3) выведем формулу для вычисления силы трения (4):

$$F_T = r_w \times S_{\text{пов}} + \Delta P \times S_{\text{торц}}. \quad (4)$$

При этом можно упростить выражение (4), так как зазор между элементами тепловой защиты идет с размерами в пределах 0,5 мм, при этом предел статического давления является очень маленьким, – в таком случае получаем следующее соотношение (5):

$$F_T = r_w \times S_{\text{пов}}, \quad (5)$$

где r_w – это энергия торможения; $S_{\text{пов}}$ – площадь верхней поверхности плиточного элемента.

Согласно топографии раскроя плиточной теплозащиты, произведена выборка площадей с учетом возможных предельных значений размеров демпфирующей подложки и клеевых соединений плитка – подложка и подложка фюзеляж. Тогда получим значение площади ее верхней поверхности (6):

$$S_{\text{пов}} = b \times l; \quad (6)$$

$$S_{\text{пов1}} = 0,031 \times 0,033 = 0,001023 \text{ м}^2,$$

$$S_{\text{пов2}} = 0,062 \times 0,075 = 0,00465 \text{ м}^2,$$

$$S_{\text{пов3}} = 0,124 \times 0,15 = 0,0186 \text{ м}^2,$$

$$S_{\text{пов4}} = 0,248 \times 0,3 = 0,0744 \text{ м}^2,$$

$$S_{\text{пов5}} = 0,1 \times 0,124 = 0,0124 \text{ м}^2,$$

$$S_{\text{пов6}} = 0,1 \times 0,15 = 0,015 \text{ м}^2,$$

$$S_{\text{пов7}} = 0,124 \times 0,25 = 0,031 \text{ м}^2,$$

$$S_{\text{пов8}} = 0,08 \times 0,15 = 0,012 \text{ м}^2,$$

$$S_{\text{пов9}} = 0,06 \times 0,15 = 0,009 \text{ м}^2,$$

$$S_{\text{пов10}} = 0,15 \times 0,15 = 0,0225 \text{ м}^2.$$

Подставив в выражение (5) полученные ранее значения энергии торможения (2) и площади верхней поверхности (6) можно найти величину силы трения (7):

$$F_T = r_w \times S_{\text{пов}}; \quad (7)$$

$$F_{T1} = r_w \times S_{\text{пов}} = 0,001023 \times 555,993 = 0,568 \text{ Н},$$

$$F_{T2} = r_w \times S_{\text{пов}} = 0,00465 \times 555,993 = 2,585 \text{ Н},$$

$$F_{T3} = r_w \times S_{\text{пов}} = 0,0186 \times 555,993 = 10,341 \text{ Н},$$

$$F_{T4} = r_w \times S_{\text{пов}} = 0,0744 \times 555,993 = 41,365 \text{ Н},$$

$$F_{T5} = r_w \times S_{\text{пов}} = 0,0124 \times 555,993 = 6,894 \text{ Н},$$

$$F_{T6} = r_w \times S_{\text{пов}} = 0,015 \times 555,993 = 8,339 \text{ Н},$$

$$F_{T7} = r_w \times S_{\text{пов}} = 0,031 \times 555,993 = 17,235 \text{ Н},$$

$$F_{T8} = r_w \times S_{\text{пов}} = 0,012 \times 555,993 = 6,671 \text{ Н}$$

$$F_{T9} = r_w \times S_{\text{пов}} = 0,009 \times 555,993 = 5,003 \text{ Н},$$

$$F_{T10} = r_w \times S_{\text{пов}} = 0,0225 \times 555,993 = 12,509 \text{ Н}.$$

Знание величин сил трения позволит определить напряжения в клеевом слое, которое запишем в виде соотношения (8):

$$\tau_{\text{напряж.кл.сл.}} = \frac{F_T}{l} \times \beta \times \alpha \times \frac{2 \times \beta - 1}{\beta} \times \frac{\text{sh}(\alpha \times x)}{\text{ch}(v)} \times \frac{1}{2 \times \beta} \times \frac{\text{ch}(\alpha \times x)}{\text{sh}(v)}, \quad (8)$$

где α , β , v – это коэффициенты, которые можно определить с помощью выражений (9) и рассчитать их, как указано в выражениях (10):

$$\alpha = \frac{G_{\text{кл}}}{E_{\text{корп}}} \times \frac{h_{\text{кл}}}{h_{\text{корп}}} \times \left[1 + \frac{E_{\text{корп}} \times h_{\text{корп}}}{E_{\text{ПТЗП}} \times h_{\text{ПТЗП}}} \right];$$

$$\beta = \frac{\frac{E_{\text{корп}} \times h_{\text{корп}}}{E_{\text{ПТЗП}} \times h_{\text{ПТЗП}}}}{1 + \frac{E_{\text{корп}} \times h_{\text{корп}}}{E_{\text{ПТЗП}} \times h_{\text{ПТЗП}}}}; \quad (9)$$

$$v = \frac{\alpha \times l}{2};$$

$$\alpha = \frac{2 \times 10^6}{80 \times 10^9} \times \frac{0,001}{0,004} \times \left[1 + \frac{80 \times 10^9 \times 0,004}{40 \times 10^9 \times 0,040} \right] = 7,5 \times 10^{-6}; \quad (10)$$

$$\beta = \frac{80 \times 10^9 \times 0,004}{40 \times 10^9 \times 0,040} = 0,167;$$

$$v = \frac{7,5 \times 10^{-6} \times 0,15}{2} = 5,625 \times 10^{-7};$$

$$\tau_{\text{напряж.кл.сл.}} = \tau_{\text{ср}} \times l \times \beta \times \alpha \times \left[\frac{2 \times \beta - 1}{\beta} \times \text{th}(v) \times \frac{1}{2 \times \beta} \times \text{cth}(v) \right].$$

Для удобства представления возможных максимальных напряжений пропишем исходные данные: $E_{\text{ПТЗП}} = 40 \times 10^9$ ГПа; $E_{\text{корп}} = 80 \times 10^9$ ГПа; $G_{\text{кл}} = 2 \times 10^6$ ГПа; $h_{\text{ПТЗП}} = 0,040$ м; $h_{\text{корп}} = 0,004$ м; $h_{\text{кл}} = 0,001$ м; $F_T = 1024$ Н; $b = 1,63$ м; $l = 1,13$ м; $\tau_{\text{напряж.кл.сл.}} = 559,948$ Мпа.

Необходимо привести расчеты максимальных напряжений сдвига, которые и могут быть проведены с формулой (11):

$$\tau_{\text{напряж.кл.сл.}} = r_{\text{ср}} \times l \times \beta \times \alpha \times \left[\frac{2 \times \beta - 1}{\beta} \times \text{th}(v) \times \frac{1}{2 \times \beta} \times \text{cth}(v) \right]. \quad (11)$$

Значение напряжения сдвига получаем для размеров плитки $0,15 \text{ м} \times 0,15 \text{ м}$ (12):

$$\tau_{\text{напряж.кл.сл.}} = 0,000483513 \text{ Па}. \quad (12)$$

Рассматриваемые случаи расчета напряжений сдвига (13), (14), (15):

$$\tau_{\text{напряж.кл.сл.}} = \frac{F_T}{l} \times \beta \times \alpha \times \frac{2 \times \beta - 1}{\beta} \times \frac{\text{sh}(\alpha)}{\text{ch}(v)} \times \frac{1}{2 \times \beta} \times \frac{\text{ch}(\alpha)}{\text{sh}(v)}; \quad (13)$$

$$\tau_{\text{напряж.кл.сл.}} = \frac{F_T}{b} \times \beta \times \alpha \times \frac{2 \times \beta - 1}{\beta} \times \frac{\text{sh}(\alpha)}{\text{ch}(v)} \times \frac{1}{2 \times \beta} \times \frac{\text{ch}(\alpha)}{\text{sh}(v)}; \quad (14)$$

$$\tau_{\text{напряж.кл.сл.}} = \frac{F_T}{l \times b} \times \beta \times \alpha \times \frac{2 \times \beta - 1}{\beta} \times \frac{\text{sh}(\alpha)}{\text{ch}(v)} \times \frac{1}{2 \times \beta} \times \frac{\text{ch}(\alpha)}{\text{sh}(v)}. \quad (15)$$

Данный расчет представлен на рисунке 1 графически.

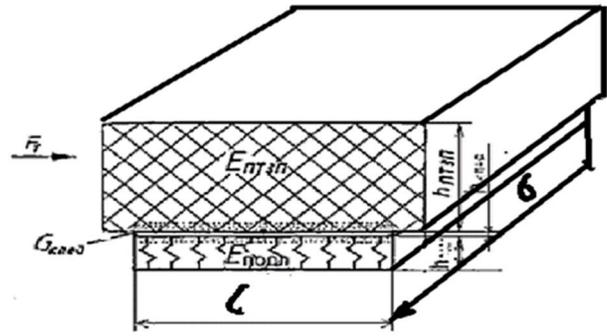


Рис. 1. Графическое изображение для расчета максимальных напряжений сдвига от площади приклейки

Проведем расчеты в зависимости от размеров подложки. В таблице 1 приведены значения ширины и длины для элемента теплозащиты.

Таблица 1. Размеры подложки

№	l, м	b, м
1	0,031	0,033
2	0,062	0,075
3	0,124	0,15
4	0,248	0,3
5	0,1	0,124
6	0,1	0,15
7	0,124	0,25
8	0,08	0,15
9	0,06	0,15
10	0,15	0,15

Подставляя указанные выше показатели в расчетные формулы, с помощью программы MathCad получим значения для максимальных напряжений сдвига, которые представлены в таблице 2.

Таблица 2. Полученные значения максимальных напряжений сдвига в соответствие с формулой (14) при изменении размеров плитки

№	Максимальные напряжения сдвига, Па
1	0,0000997955
2	0,000199837
3	0,000399712
4	0,000799444
5	0,000322349
6	0,000322329
7	0,000399712
8	0,000257855
9	0,000193382
10	0,000483513

Результаты всех вышеизложенных расчетов в программе MathCad показаны в таблице 3.

Таблица 3. Сводная таблица

№	$l, м$	$b, м$	$S_{пов}, м^2$	$F_T, Н$	$\tau_{напряж.к.л.сл.} [13]$	$\tau_{напряж.к.л.сл.} [14]$	$\tau_{напряж.к.л.сл.} [15]$
1	0,031	0,033	0,001023	0,568	0,000106234	0,0000997955	0,00321921
2	0,062	0,075	0,00465	2,585	0,000241738	0,000199837	0,00322318
3	0,124	0,15	0,0186	10,341	0,000483523	0,000399712	0,00322349
4	0,248	0,3	0,0744	41,365	0,00096707	0,000799444	0,00322357
5	0,1	0,124	0,0124	6,894	0,000399712	0,000322349	0,00322349
6	0,1	0,15	0,015	8,339	0,000483493	0,000322329	0,00322329
7	0,124	0,25	0,031	17,235	0,000805872	0,000399712	0,00322349
8	0,08	0,15	0,012	6,671	0,000483479	0,000257855	0,00322319
9	0,06	0,15	0,009	5,003	0,000483455	0,000193382	0,00322303
10	0,15	0,15	0,0225	12,509	0,000483513	0,000483513	0,00322342

Для того, чтобы оценить влияния аэродинамического воздействия на теплозащиту, построим графики зависимости максимальных напряжений сдвига в клеевом соединении от площади приклейки с учетом возможного изгиба крыла и действующих на плитку дополнительных вибрационных нагрузок (рисунок 2, рисунок 3, рисунок 4).

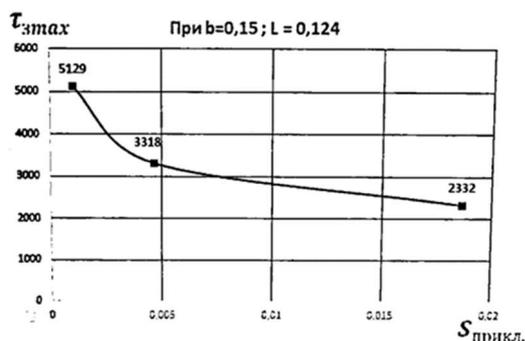


Рис. 2. График зависимости максимальных напряжений сдвига от площади приклейки при длине подложки, равной 0,124

Из данного графика (рисунок 2) можно заметить, что если уменьшить площадь приклейки на 0,0186/0,039 от площади внешней поверхности теплозащитного элемента, то это приведет к резкому увеличению максимального напряжения сдвига в клеевом соединении.

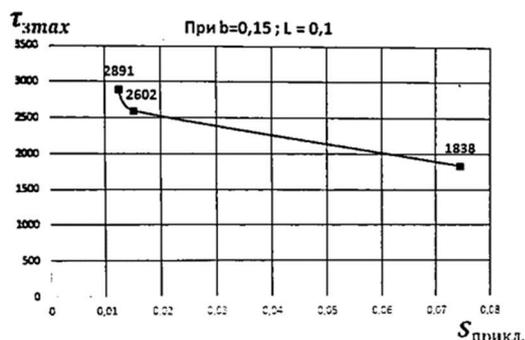


Рис. 3. График зависимости максимальных напряжений сдвига от площади приклейки при длине подложки, равной 0,1

Из рисунка 3 видно, что уменьшение площади приклейки на 0,015/0,039 от площади внешней поверхности теплозащитного элемента приводит также резкому увеличению напряжений сдвига в клеевом соединении.

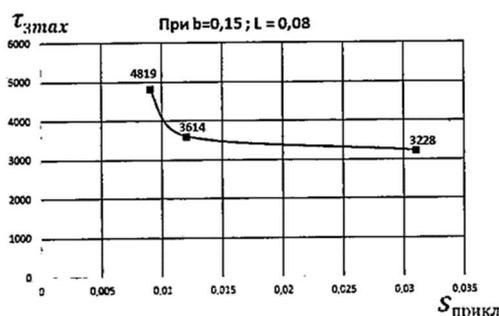


Рис. 4. График зависимости максимальных напряжений сдвига от площади приклейки при длине подложки, равной 0,08

График из рисунка 4 показывает, что при уменьшении площади приклейки на 0,015/0,039 от площади внешней поверхности теплозащитной плитки увеличится напряжение сдвига в клеевом соединении.

Представим все три кривые в одной системе координат (рисунок 5).

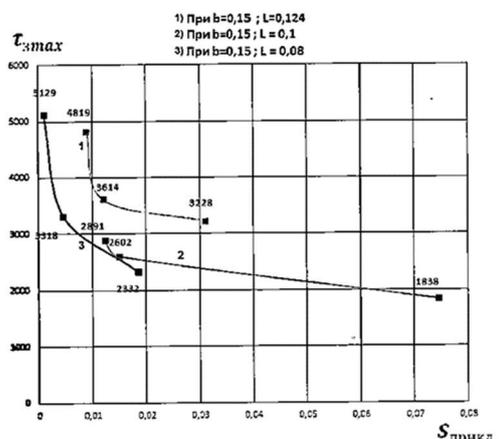


Рис. 5. График зависимости максимальных напряжений сдвига от площади приклейки при различных длинах подложки

Изменяя параметр длины подложки при постоянной длине теплозащитной плитки, равной 0,15 м, получили наглядное представление того, что при уменьшении площади приклейки происходит резкое увеличение максимальных напряжений сдвига в клеевом соединении в каждом отдельно рассмотренном случае.

Выводы

Площадь 0,0125 м² является минимально допустимой, при уменьшении площади приклейки напряжения растут по экспоненте, что требует индивидуального подхода, для каждой из всех десяти плиток согласно их формам и мест установки. Поэтому конструктору необходимо каждый раз обращаться к графикам. Однако, по нашему мнению, все элементы с площадью приклейки меньше 0,0125 м² являются опасной зоной, где напряжения могут быть опасными и приводить к разрушению плитки при определенных условиях, а площади приклейки менее 0,01 м² гарантировано приведут к разрушениям.

В данном случае все напряжения находятся в пределах допуска, поэтому клеевое соединение Эластосил 137-175М применимо в конструкции МКА крылатой формы. Данные результаты, приведенные на графиках, могут быть использованы конструкторами при проектировании сложных форм теплозащитного покрытия.

Список сокращений

КЛА – космический летательный аппарат
 МКА – многоразовый космический аппарат
 ПТЗП – плиточное теплозащитное покрытие
 СТЗ – система теплозащиты
 ТЗК – теплозащитная конструкция

Список источников

1. Петрова А.П., Малышева Г.В. Клеи, клеевые связующие и клеевые препреги. М.: ВИАМ, 472 с.
2. Гофин М.Я. Авиационно-Космические Системы Сборник статей. М.: Издательство МАИ, 1997. С. 136–144.
3. Амирьянц Г.А., Буньков В. Г. Применение метода многочленов к расчету параметров установившегося маневра упругого самолета // Ученые записки ЦАГИ. 1976. Т. 7. № 4. С. 88–94.
4. Берсенева А.Ю., Ряховская З.И., Семенова Е.В. и др. Высокоэффективные эрозионностойкие покрытия для теплозащитных материалов авиационно-космической техники // сб. Труды I Международной авиакосмической конференции «Человек – Земля – Кос-

- мос». Т. 5. Материалы и технология производства авиакосмических систем. М.: РИА, 1995. С. 235–240.
5. Гофин М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов. М.: ЗАО «ТФ МИР», 2003. 672 с.
6. Афанасьев В.А., Гофин М.Я. Тепломеханические испытания летательных аппаратов. Учебное пособие. М.: МАИ, 1985. 55 с.
7. Афанасьев В.А., Гофин М.Я., Репин В.С. Комплексное экспериментальное исследование элементов конструкции ЛА // Сб. Методы экспериментального исследования летательных аппаратов. М.: МАИ, 1985. С. 13–15.
8. Гофин М.Я., Кузнецов А.С. Авторское свидетельство «Шпатель разрезной». № 1198985. 1985.
9. Григолюк Э.И. Аэроупругость. М.: Изд-во иностр. лит., 1958. С. 799.
10. Фомин Г.М. Основы аэроупругости. М.: Машиностроение, 1984. С. 599.
11. Дмитриев В.Г., Чижов В.М. Основы прочности и проектирование силовой конструкции летательных аппаратов. М.: Бумажная галерея, 2005. 416 с.
12. Малютин В.А., Мамедова О.С. Исследования нагруженности и характеристик аэроупругости прототипа крыла из полимерных композиционных материалов. ЦАГИ. 2012.
13. Жернаков В.С. Сопrotивление материалов – механика материалов и конструкций. Уфа. 2012. 494 с.

References

1. Petrova AP, Malysheva GV. Glues, adhesive binders and adhesive adhesives. Moscow: VIAM; 472 p.
2. Gofin MYa. Aviation and Space Systems Collection of articles. Moscow: MAI; 1997. pp. 136–144.
3. Amiryants GA, Bunkov VG. Application of the polynomial method to the calculation of steady-state maneuver parameters of an elastic aircraft. *Scientific Notes of TsAGI*. 1976;7(4):88–94.
4. Bersenev AYu, Ryakhovskaya ZI, Semenova EV et al. Highly effective erosion-resistant coatings for heat-protective materials of aerospace engineering. *The First International Aerospace Conference «Man – Earth – Space»*. Vol. 5. Materials and technology of aerospace systems production. Moscow: RIA; 1995. pp. 235–240.
5. Gofin MYa. *Heat-resistant and thermal protection structures of reusable aerospace vehicles*. Moscow: CJSC TF MIR; 2003. 672 p.
6. Afanasyev VA, Gofin MYa. *Thermomechanical tests of aircraft*. Moscow: MAI; 1985. 55 p.
7. Afanasyev VA, Gofin MYa., Repin VS. *Complex experimental study of aircraft structural elements. Collection of Methods of experimental research of aircraft*. Moscow: MAI; 1985. pp. 13–15.
8. Gofin MYa, Kuznetsov AS. Copyright certificate «Split spatula». № 1198985. 1985.
9. Grigolyuk EI. *Aeroelasticity*. Moscow: Publishing House of Foreign Literature; 1958. p. 799.

10. Fomin GM. *Fundamentals of aeroelasticity*. Moscow: Mashinostroenie; 1984. p. 599.
11. Dmitriev VG, Chizhov VM. *Fundamentals of strength and design of the power structure of aircraft*. Moscow: Paper Gallery; 2005. 416 p.
12. Malyutin VA, Mammadova OS. *Studies of loading and characteristics of aeroelasticity of a prototype wing made of polymer composite materials*. TSAGI. 2012.
13. Zhernakov VS. *Strength of Materials – Mechanics of Materials and Structures*. Ufa; 2012. 494 p.