

# Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.782.023

## Анализ теплового состояния конструкции орбитального корабля «Буран» в зонах возможного повреждения элементов теплозащитного покрытия

В.П. Тимошенко<sup>1,2</sup>, П.В. Просунцов<sup>1</sup>, С.В. Резник<sup>1</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> АО «НПО «Молния»

## Analyzing thermal state of the Buran orbital space vehicle structure in the areas of possible damages to its thermal protection elements

V.P. Timoshenko<sup>1,2</sup>, P.V. Prosuntsov<sup>1</sup>, S.V. Resnik<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Bauman Moscow State Technical University

<sup>2</sup> JSC «SPA «Molniya»

Рассмотрены основные типы теплозащитных конструкций и зоны их установки на внешней поверхности орбитального корабля «Буран». Плиточная теплозащита на основе легковесной волокнистой кварцевой керамики, покрывающая большую часть поверхности аппарата, обладает уникальными по теплопроводности и массе характеристиками. Поэтому и в будущем она будет оставаться основой теплозащитных систем аэрокосмических аппаратов, разрабатываемых в США, Китае, Индии и других странах. Возможный перегрев или расплавление защищаемых конструкций вследствие повреждения или потери отдельных теплозащитных плиток представляет собой серьезную проблему. Рассмотрены некоторые виды повреждений: частичный скол плитки, ее полный отрыв вместе с фетровой подложкой и отрыв плитки с сохранением на корпусе аппарата демпфирующей фетровой подложки из органического материала. Для оценки теплозащитных свойств поврежденной фетровой подложки, подвергшейся воздействию воздушной плазмы, проведены экспериментальные исследования ее нагрева в струе высокочастотного индукционного плазмотрона. Полученные данные подтвердили структурную целостность подложки после высокотемпературного нагрева и позволили рассчитать ее эффективную теплопроводность для последующего использования в тепловых расчетах. Выполненные расчеты прогрева конструкции орбитального корабля «Буран» в нескольких зонах с частичным повреждением или полным отрывом единичных теплозащитных плиток позволили оценить допустимые уровни повреждения плиточной теплозащиты, не приводящие к расплавлению металлической обшивки корпуса.

EDN: ZTAESH, <https://elibrary/ztaesh>

**Ключевые слова:** тепловая защита, волокнистая керамика, фетровая подложка, коэффициент теплопроводности, термическая деструкция, расплавление металлической обшивки

The paper considers main types of the thermal protection structures and their installation zones on the Buran orbital vehicle outer surfaces. Tiled thermal protection based on the lightweight fibrous quartz ceramics covers most of the space vehicle surface and provides unique thermal conductivity and low weight characteristics. Therefore, it will remain in future the basis in thermal protection systems for the aerospace vehicles developed in the USA, China, India and other countries. Possible overheating or melting of the protected structures due to damage or loss of the separate heat-protective tiles is a serious problem. Certain types of damage are considered, including partial tile chipping, its complete tearing off together with the felt substrate and the tile tearing off with maintaining the damping felt substrate made of the organic material on the vehicle body. To assess the thermal protection properties of a damaged felt substrate exposed to air plasma, experimental studies were conducted of its heating in the high-frequency induction plasmatron jet. The data obtained confirmed the substrate structural integrity after high-temperature heating and made it possible to calculate its effective thermal conductivity for subsequent use in the thermal calculations. Calculation of the Buran orbital vehicle structure heating in several zones with partial damage or complete separation of the separate thermal protection tiles made it possible to assess the permissible levels of damage to the tile thermal protection not leading to the metal hull skin melting.

EDN: ZTAESH, <https://elibrary/ztaesh>

**Keywords:** thermal protection, fibrous ceramics, felt substrate, thermal conductivity coefficient, thermal destruction, metal skin melting

Цель работы — анализ возможности локального расплавления металлической обшивки корпуса орбитального корабля (ОК) «Буран» на этапе возвратного полета в атмосфере после предшествующей потери единичных плиток его тепловой защиты.

**Система тепловой защиты.** В конструкции планера ОК «Буран» и аналогичных зарубежных аэрокосмических аппаратов [1–5], как правило, используют высокопрочные алюминиевые сплавы и полимерные композиционные

материалы, имеющие сравнительно низкую допустимую температуру эксплуатации (не более 160 °С).

Поэтому большая часть внешней поверхности планера защищена несколькими видами многоразовых теплозащитных покрытий (ТЗП) (рис. 1), свойства которых и зоны их установки выбирают с учетом распределения интенсивности внешних тепловых нагрузок [6–9].

На нижней и боковой поверхностях планера, где максимальная температура может достигать 1250 °С, установлена плиточная теплоза-

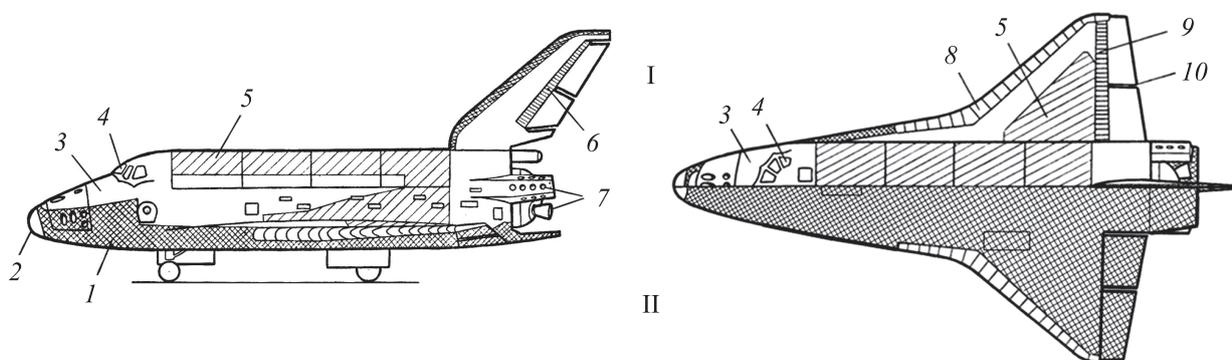


Рис. 1. Схема зон установки основных видов ТЗП и горячих конструкций на ОК «Буран»: 1 и 3 — черная и белая плиточная теплозащита соответственно; 2 — носовой кок; 4 — остекление кабины; 5 — гибкая теплозащита; 6 — кожух РН-ВТ; 7 — сопла двигателей РСУ и ОДУ; 8 — секции передней кромки крыла; 9 — элевонные щитки; 10 — межэлевонный зазор; I и II — верхняя и нижняя поверхности

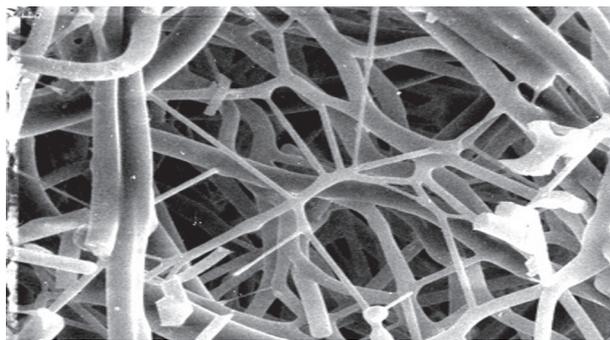


Рис. 2. Внутренняя структура материала ТЗМК-10

чита из легковесной керамики на основе высококочистого кварцевого волокна. Типичные размеры плиток в плане составляют  $150 \times 150$  мм, толщина —  $40 \dots 110$  мм (рис. 2).

Наружные поверхности плиток имеют упрочняющее эрозионностойкое покрытие черного цвета из боросиликатного стекла с высокой излучательной способностью ( $\epsilon = 0,8 \dots 0,9$ ) во всем диапазоне рабочей температуры, что позволяет эффективно отводить переизлучением в пространство до 98 % внешнего конвективного теплового потока [10, 11].

Для защиты менее нагреваемых зон боковой и верхней поверхностей с максимальным уровнем температуры до  $700$  °С использована плиточная теплозащита из аналогичного керамического материала, но с внешним стеклообразным покрытием белого цвета для уменьшения поглощения солнечного излучения в условиях орбитального полета.

Керамический материал белых плиток имеет ту же термостойкость, что и у черных, но излучательная способность белого покрытия существенно снижается по мере роста температуры [12]. Поэтому верхний уровень температуры использования белой плиточной теплозащиты ( $700$  °С) выбран исходя из нижнего допустимого значения излучательной способности ( $\epsilon = 0,5$ ) при этой температуре. Габаритные размеры белых плиток такие же, как у черных, толщина составляет  $15 \dots 40$  мм.

Наименее нагреваемые участки поверхности планера с максимальной температурой не более  $370$  °С защищены матами гибкой теплозащитной изоляции на основе фетра из термостойких органических волокон арамидного класса. На внешнюю поверхность матов такой изоляции нанесено защитное покрытие из силиконового герметика белого цвета, обладающее низким коэффициентом поглощения солнечного излу-

чения  $\alpha_s$  ( $\alpha_s < 0,32$ ) и достаточно высокой излучательной способностью  $\epsilon$  ( $\alpha_s/\epsilon < 0,4$ ).

На обращенных друг к другу торцевых поверхностях внешнего и внутреннего элевонов максимальная температура может превышать  $1700$  °С, вследствие чего они защищены панелями из абляционного материала ТЗСПК-2 на основе силиконового связующего и неорганических наполнителей. Этот вид материала допускает только однократное использование, поэтому панели абляционной теплозащиты в зоне межэлевонового зазора требуют замены после каждого полета.

Некоторые внешние элементы планера не требуют применения дополнительной тепловой защиты, вследствие чего относятся к так называемым горячим конструкциям. Это — носовой кок и секции передней кромки крыла из композиционного углерод-углеродного материала ГРАВИМОЛ, наружное остекление кабины из плавленного кварца, паяные сотовые панели элевоновых щитков из титанового сплава ВТ-18У, сопла двигателей реактивной системы управления (РСУ) и объединенной двигательной установки (ОДУ) из жаропрочных стальных сплавов, паяные стальные сотовые панели кожуха руля направления — воздушного тормоза (РН-ВТ) и др. [8, 13].

Для плиточного ТЗП орбитального корабля «Буран» использованы две марки легковесного керамического материала — ТЗМК-10 и ТЗМК-25 плотностью 150 и  $250 \text{ кг/м}^3$  соответственно. Основным материалом плиточного ТЗП является ТЗМК-10, а более прочный, но сравнительно тяжелый ТЗМК-25 применяют только в ограниченных зонах повышенных механических нагрузок (окантовки открывающихся люков и аналогичных устройств). Значения коэффициента теплопроводности материала ТЗМК-10 при различных значениях температуры и давления приведены в таблице.

В качестве основы теплозащитной плитки использованы супертонкие кварцевые волокна диаметром  $2 \dots 5$  мкм и длиной около  $100$  мкм из высококочистого кварца [7, 8]. В процессе производства материала волокна спекаются в жесткий каркас благодаря добавке спекающих реагентов — кремнийорганического связующего и соединений бора.

В такой системе кремнийорганическая смола, выполняющая функцию осадителя бора, служит источником технологической прочности заготовки до тех пор, пока не произошло высоко-

**Значения коэффициента теплопроводности материала ТЗМК-10  
при различных значениях температуры и давления**

Температура обшивки, °С	Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К), при давлении, мм рт. ст.		
	0,01	10,00	760,00
100	0,010	0,034	0,054
500	0,035	0,068	0,102
1100	0,120	0,168	0,222

температурное спекание волокон с образованием в месте спекания боросиликатного стекла.

В итоге получается жесткая пористая керамическая структура с объемной пористостью около 95 % и низкой теплопроводностью во всем диапазоне рабочих температур и давлений внешней воздушной среды (см. рис. 2) [8, 14, 15].

На нижней поверхности кварцевой плитки, обращенной к обшивке планера, установлена демпфирующая подложка 5 [5, 8] (рис. 3), выполненная в виде фетра из комбинации термостойких органических волокон.

Перед наклейкой плиток под заранее размеченными зазорами между ними на обшивку планера предварительно наклеивают специально изготовленные вкладыши 6. Они представляют собой полоски, выполненные из многослойного фетрового материала на основе термостойких штапелированных волокон.

После гидрофобизации и калибровки на вкладыш со стороны, обращенной к кварцевой

теплозащитной плитке 1, наносят эрозионно-стойкое влагозащитное покрытие 7 на основе кремнийорганического полимера. Покрытие контактирует с нагретым воздушным потоком в щели между плитками и в условиях одностороннего нагрева способно выдерживать температуру нагрева до 430 °С.

Вкладыш имеет постоянную толщину, которая не превышает 4,1 мм. Ширина вкладыша равна 20 мм. В отличие от демпфирующей подложки вкладыши не имеют клеевого соединения с плиткой.

**Возможные повреждения ТЗП.** В связи с большим количеством плиточных теплозащитных элементов, число которых на ОК «Буран» превышает 38 000, существует реальная вероятность повреждения или отрыва одной или нескольких плиток вследствие внешних механических воздействий или проявления технологических дефектов [16, 17].

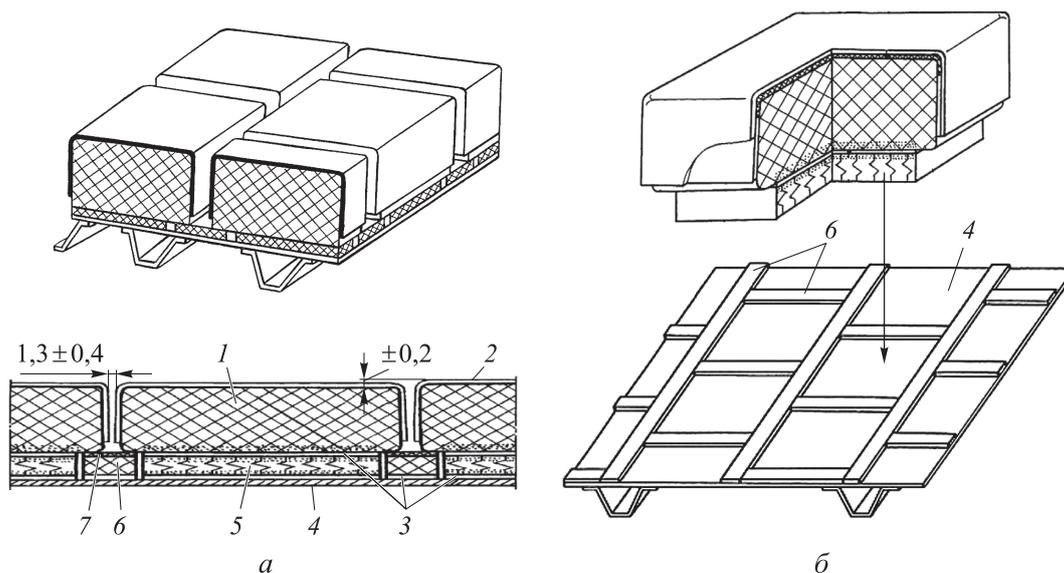


Рис. 3. Конструктивная схема теплозащитной плитки из кварцевой керамики (а) и схема ее установки на обшивку корпуса ОК «Буран» (б):

1 — кварцевая теплозащитная плитка; 2 — эрозионностойкое покрытие; 3 — клеевой слой; 4 — обшивка силовой конструкции; 5 — демпфирующая подложка; 6 — вкладыш; 7 — влагозащитное покрытие

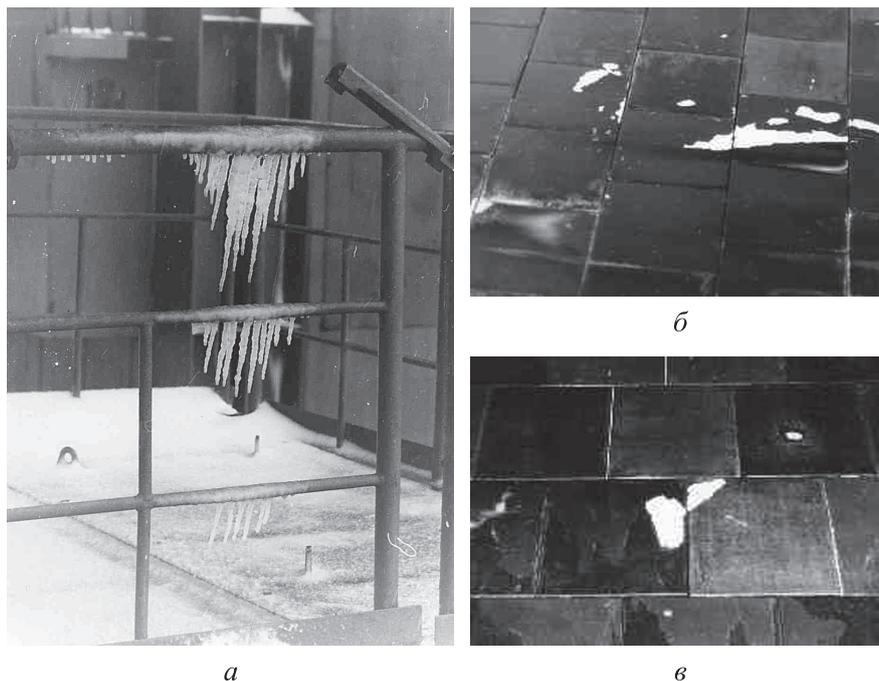


Рис. 4. Внешний вид покрытых льдом стартовых сооружений (а), механических повреждений теплозащитных плиток на нижней поверхности фюзеляжа (б) и крыла (в) ОК «Буран»

Полное выпадение плитки ТЗП относится к наиболее критичному виду повреждений тепловой защиты. На практике гораздо чаще наблюдается частичное повреждение ТЗП в результате соударения с различными твердыми предметами: льдом, градом, песком, камнями, деталями стартовых сооружений и ракеты-носителя.

В силу волокнистой структуры материала плитки при механическом воздействии ТЗП не раскалываются и не дробятся на части, а обычно выкрашиваются в зоне непосредственного воздействия. Ближайшей аналогией такого разрушения может быть поведение сугроба плотного слежавшегося снега при аналогичном механическом воздействии.

Характерные механические повреждения теплозащитных плиток ОК «Буран» нижней поверхности фюзеляжа и крыла показаны на рис. 4. Эти повреждения вызваны главным образом ударами частиц грунта, вылетавших из-под колес шасси при посадке и пробеге по полосе. Часть повреждений, возможно, связана с осколками льда, падавшими с ферм обслуживания при старте, так как накануне запуска погодные условия были крайне неблагоприятными (дождь, затем сильный ветер и мороз).

Для оценки тепловых последствий для конструкции ОК частичного разрушения единич-

ных плиток ТЗП проведены параметрические расчеты, в которых степень повреждения толщины плитки  $\delta_{\text{повр}}/\delta_{\text{исх}}$  изменялась от 0 (исходная толщина  $\delta_{\text{исх}}$ ) до 100 % (полное разрушение), при этом окружающие ее плитки считались не поврежденными.

Зависимости максимальной температуры обшивки корпуса  $T_{\text{обш max}}$  ОК «Буран» от степени повреждения плитки ТЗП  $\delta_{\text{повр}}/\delta_{\text{исх}}$  при различных значениях начальной толщины плитки  $\delta_{\text{исх}}$  (24...67 мм) и соответствующих ей уровней внешнего теплового нагружения, характеризующихся максимальной температурой адиабатической поверхности  $T_{\text{ав}}$  (540...1250 °С) приведены на рис. 5.

Видно, что даже для зон максимально допустимой температуры плиточной теплозащиты  $T_{\text{ав}} = 1250$  °С, непосредственно примыкающих к углерод-углеродным конструкциям носового обтекателя, и передних кромок крыла, температура обшивки остается ниже точки плавления сплава Д-16Т ( $T_{\text{пл}} = 570$  °С), если толщина сохранившейся части плитки превышает 5 % ее первоначального значения.

Полный отрыв элемента плиточного ТЗП наиболее вероятен по границе клеевого слоя между теплозащитным материалом ТЗМК-10 и демпфирующей подложкой из фетра АТМ-15 (см. рис. 3). В результате аэродинамического

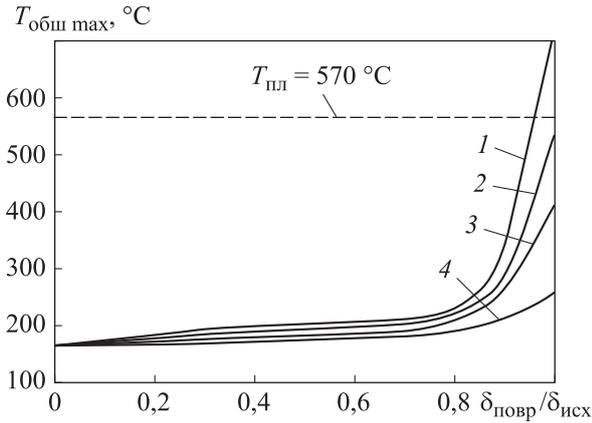


Рис. 5. Зависимости максимальной температуры обшивки корпуса  $T_{\text{общ max}}$  ОК «Буран» от степени повреждения плитки ТЗП  $\delta_{\text{повр}}/\delta_{\text{исх}}$  при различных значениях начальной толщины плитки и температуры адиабатической поверхности:

- 1 —  $\delta_{\text{исх}} = 67$  мм,  $T_{\text{ав}} = 1250$  °С;
- 2 —  $\delta_{\text{исх}} = 63$  мм,  $T_{\text{ав}} = 1050$  °С;
- 3 —  $\delta_{\text{исх}} = 40$  мм,  $T_{\text{ав}} = 900$  °С;
- 4 —  $\delta_{\text{исх}} = 24$  мм,  $T_{\text{ав}} = 540$  °С

нагрева подложки воздушной плазмой на дне образовавшейся каверны происходит термическая деструкция фетра, сопровождаемая изменением его структурных и теплофизических свойств.

Реализуемые при этом режимы нагрева подложки принципиально отличаются от штатных режимов эксплуатации материала АТМ-15 с максимальной рабочей температурой около

350 °С. В связи с этим потребовалось провести дополнительные экспериментальные исследования с целью получения данных о структуре и свойствах фетровой подложки при ее взаимодействии с потоком воздушной плазмы.

**Экспериментальные исследования.** Для проведения испытаний использовали индукционный плазматрон ВГУ-3-200 ИПМ РАН [18–22], обеспечивающий нагрев исследуемых материалов дозвуковым потоком чистой воздушной плазмы с параметрами, близкими к натурным параметрам потока на дне каверны от выпавшей плитки.

Схема модели приведена на рис. 6, а. Образец 7 включает в себя имитатор участка обшивки 1, выполненной в виде дюралевой пластины, и фетровую подложку 2, покрытую снаружи клеевым слоем 3 с остатками материала ТЗМК-10. Образец вмонтирован заподлицо в центр штатной плитки ТЗП 6 с покрытием ЭВЧ-4М1У-3. Плитка установлена в маску 5 из таких же элементов ТЗП. К внутренней стороне дюралевой пластины подведены две хромель-алюмелевые термопары 4.

Схема экспериментальной установки показана на рис. 6, б. Модель 7 устанавливали в барокамере плазматрона ВГУ-3-200 9 на координатном устройстве 10 перпендикулярно набегающему потоку плазмы НПП. Температуру

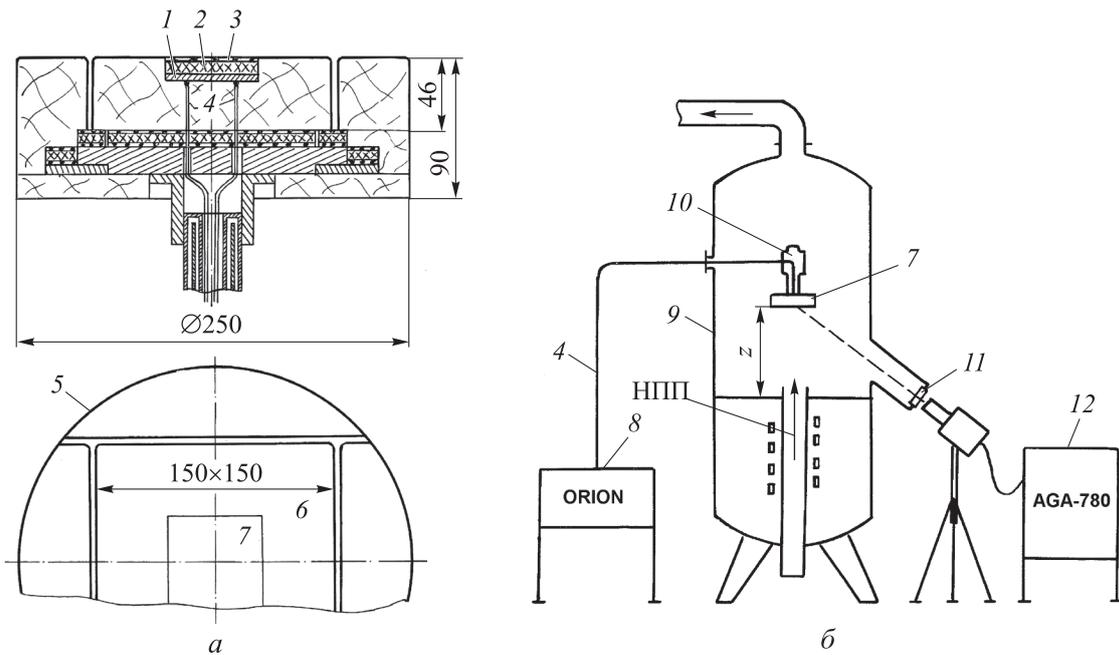


Рис. 6. Схемы модели (а) и экспериментальной установки для исследования термической деструкции фетровой подложки (б)

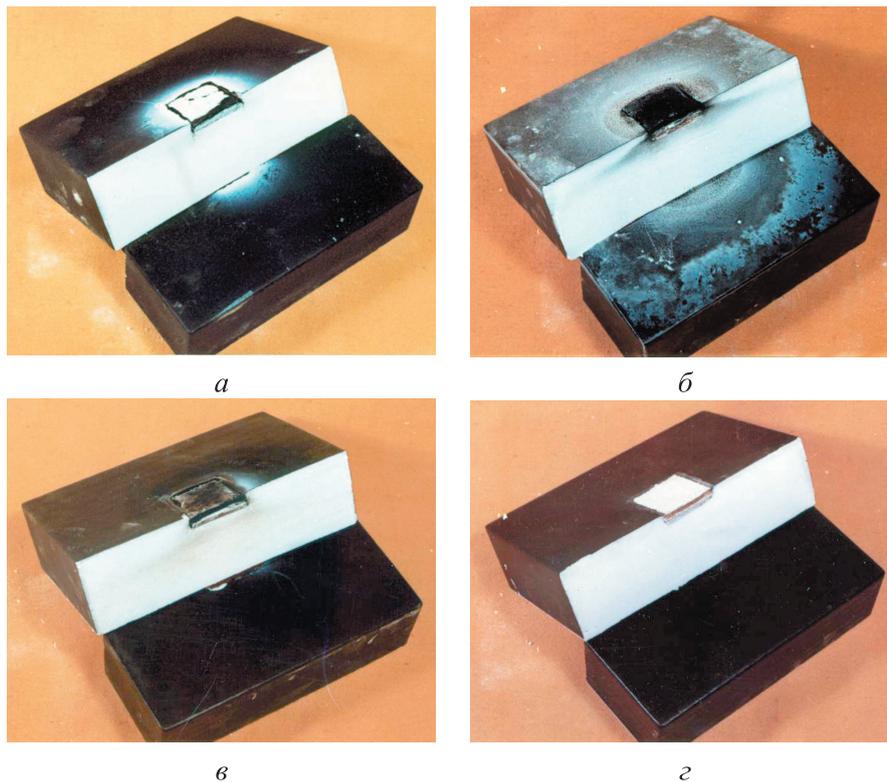


Рис. 7. Внешний вид поперечного среза моделей после испытаний:  
 а — модель 1,  $T_w = 550 \dots 800 \text{ }^\circ\text{C}$ ; б — модель 2,  $T_w = 1000 \dots 1100 \text{ }^\circ\text{C}$ ;  
 в — модель 3,  $T_w = 700 \dots 900 \text{ }^\circ\text{C}$ ; г — модель 4,  $T_w = 300 \dots 380 \text{ }^\circ\text{C}$

наружной поверхности образца измерял тепловизор AGA-780 12 через оптическое окно из  $\text{CaF}_2$  11. Температура внутренней поверхности дюралевой пластины измерялась хромель-алюмелевыми термопарами 4 и регистрировалась измерительной системой ORION 8.

Испытания проводили на нескольких моделях при разных уровнях мощности ВЧ-генератора плазматрона. Сразу после ввода моделей в плазменный поток начиналась термическая деструкция фетра с образованием пламени. Горение фетра заканчивалось через 30...60 с, после чего видимых следов вдува продуктов термодеструкции в поток практически не наблюдалось. Внешний вид поперечного среза моделей после испытаний показан на рис. 7.

На внешней поверхности моделей 1–3 виден светлый налет продуктов термодеструкции клея Эластосил. Интенсивность налета не определяется однозначно уровнем нагрева. Так, для третьей модели интенсивность налета меньше, чем для первой и второй, хотя по уровню температуры поверхности ее испытывали в промежуточном режиме.

При испытании модели 4 ( $T_w = 300 \dots 380 \text{ }^\circ\text{C}$ ) видимого взаимодействия фетра с потоком не

отмечено. На модели 2 ( $T_w = 1000 \dots 1100 \text{ }^\circ\text{C}$ ) произошло отслоение прококсованного остатка фетровой подложки от имитатора обшивки. На моделях 1 и 3 ( $T_w = 550 \dots 900 \text{ }^\circ\text{C}$ ) коксовый остаток фетра сохранил адгезию к металлической пластине.

На срезе модели 2, испытанной при высокой температуре поверхности ( $T_w = 1100 \text{ }^\circ\text{C}$ ), хорошо заметны следы проникновения продуктов термодеструкции в пористую структуру материала плитки ТЗМК-10. Частично это видно и у моделей 1 и 3.

Исследования микроструктуры фетра АТМ-15 до и после высокотемпературных испытаний проводили на сканирующем электронном микроскопе Camebax (рис. 8).

Эксперименты показали, что разрушение отдельных волокон фетра начинается при температуре  $270 \text{ }^\circ\text{C}$ . Повышение температуры нагрева до  $700 \dots 900 \text{ }^\circ\text{C}$  (модель 3) приводит к термоокислительной деструкции волокон фетра и клея «Эластосил».

На рис. 8, а показан сквозной срез фетрового слоя модели 3 после нагрева ее поверхности до температуры  $T_w = 700 \dots 900 \text{ }^\circ\text{C}$ , на рис. 8, б — внешняя поверхность фетра с клеевым слоем и

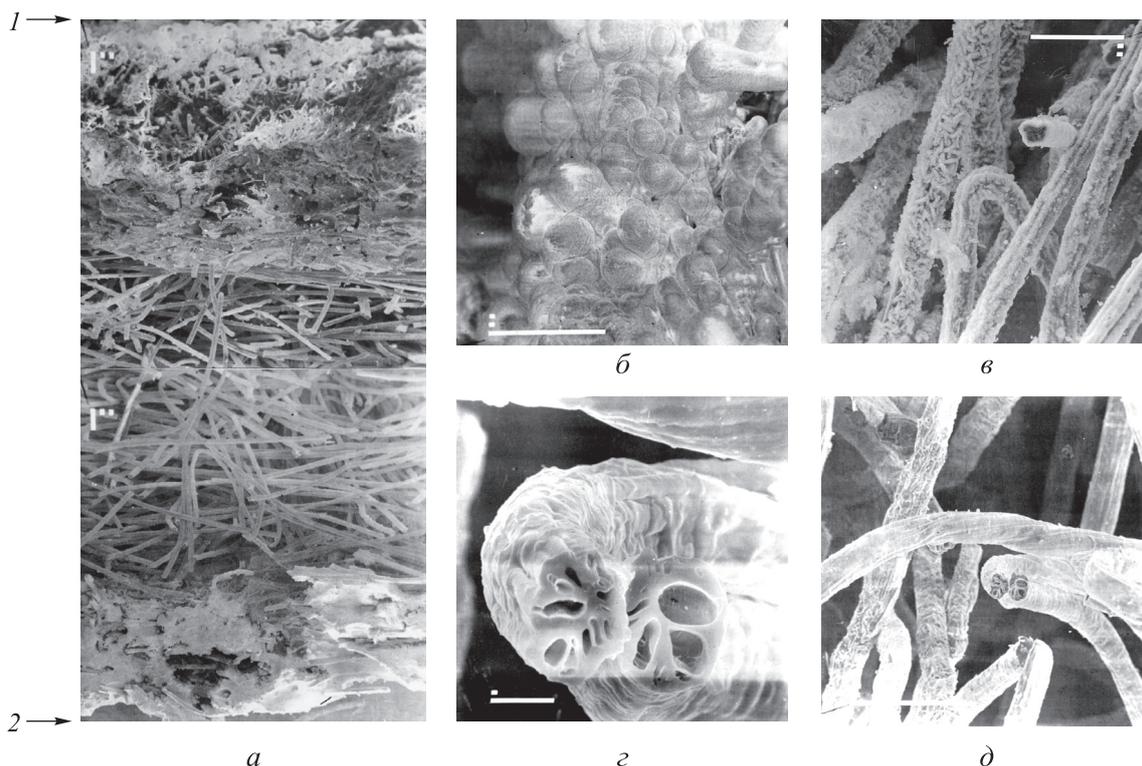


Рис. 8. Внешний вид фетра АТМ-15 после высокотемпературных испытаний:  
1 — нагревая поверхность; 2 — граница склейки с металлом

остатками материала ТЗМК-10. Наличие пузырей является следствием образования газообразных продуктов при термическом разложении клея. Со стороны металлической подложки клей сохраняет свою исходную структуру.

Аналогичная картина получена при испытаниях модели 1 ( $T_w = 550 \dots 800 \text{ }^\circ\text{C}$ ). Максимальные изменения микроструктуры фетра и клея выявлены при испытании модели 2 ( $T_w = 1100 \text{ }^\circ\text{C}$ ). Произошло полное термическое разложение и коксование волокон. На рис. 8, в–д показаны волокна фетра, представляющие собой коксовый остаток. На волокнах наблюдается налет продуктов деструкции термического разложения клея — двуокиси кремния ( $\text{SiO}_2$ ) и окиси цинка ( $\text{ZnO}$ ).

В целом по результатам испытаний фрагмента фетровой подложки в плазматроне ВГУ-3-200 можно с достаточной определенностью считать, что материал АТМ-15 сохраняет структурную целостность во всем исследованном диапазоне температуры ( $300 \dots 1100 \text{ }^\circ\text{C}$ ), и до  $850 \dots 900 \text{ }^\circ\text{C}$  наблюдается адгезия коксового остатка фетровой подложки к имитатору обшивки.

Интенсивные процессы термодеструкции фетра начинаются при температуре более  $400 \text{ }^\circ\text{C}$ .

Образующийся при этом прококсованный слой устойчив к окислительному воздействию внешнего потока воздушной плазмы, имитирующего натурные (или более жесткие) условия теплообмена в каверне от выпавшей плитки.

**Теплопроводность фетровой подложки.** Границы диапазона реализуемых значений коэффициента теплопроводности прококсованного фетрового слоя  $\lambda(T)$  определяли путем решения обратных задач теплопроводности [10, 23, 24]. Расчетная область включала в себя три слоя — фетр (АТМ-15), имитатор обшивки (алюминиевый сплав Д-16Т) и материал ТЗМК-10. На внутренней границе пакета задавали условие теплоизоляции, на внешней — температуру поверхности фетра, измеренную термовизионной системой АГА-780.

Обобщенные результаты определения коэффициента теплопроводности фетра приведены на рис. 9 в виде двух кривых  $\lambda_1(T)$  и  $\lambda_2(T)$ , ограничивающих область разброса полученных значений эффективной теплопроводности.

Для температуры менее  $400 \text{ }^\circ\text{C}$  зависимости  $\lambda_1(T)$  и  $\lambda_2(T)$  совпадают с теплопроводностью исходного фетра при давлении  $1600 \text{ Па}$  (давление в камере плазматрона во время испыта-

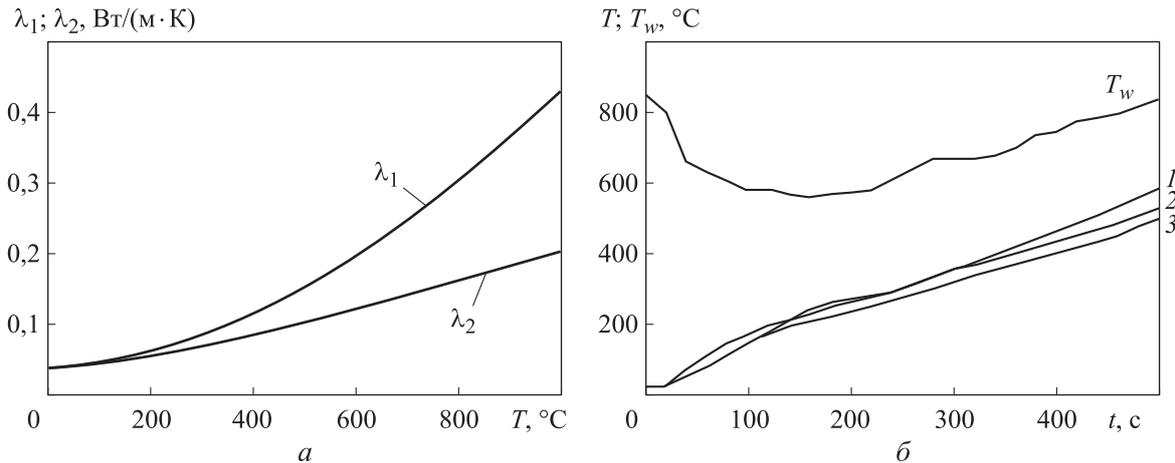


Рис. 9. Обобщенные результаты определения коэффициента теплопроводности фетра АТМ-15 при высокотемпературном нагреве:

*а* — зависимости коэффициентов теплопроводности  $\lambda_1$  и  $\lambda_2$  от температуры имитатора обшивки  $T$ ;

*б* — зависимости температуры имитатора обшивки  $T$  от времени  $t$

(1 и 3 — результаты расчета температуры нагрева для  $\lambda_1$  и  $\lambda_2$ ; 2 — результаты эксперимента)

ний). В области высоких температур расхождение кривых достигает 100 %, что обусловлено относительно низкой точностью оптических измерений температуры поверхности фетра.

На рис. 9 для модели 1 показаны экспериментально замеренные (кривая 2) и расчетные значения температур имитатора обшивки, полученные для зависимостей  $\lambda_1(T)$  и  $\lambda_2(T)$  фетра. Видно, что реальный коэффициент теплопроводности прококсованного фетра должен иметь промежуточное значение.

Анализ полученных результатов показал, что при температуре обшивки планера менее 500  $^{\circ}\text{C}$  отклонение расчетных значений темпе-

ратуры имитатора обшивки от экспериментальных данных не превышает 50  $^{\circ}\text{C}$ .

Далее при расчете тепловых режимов конструкции ОК «Буран» использовали максимальные значения коэффициента теплопроводности фетровой подложки в соответствии с графиком  $\lambda_1(T)$ .

**Расчеты температур конструкции.** Полученные результаты использовали для расчета температуры нагрева конструкции ОК «Буран» в двенадцати характерных зонах [25–28].

На рис. 10 нанесены максимальные значения температуры обшивки в различных зонах

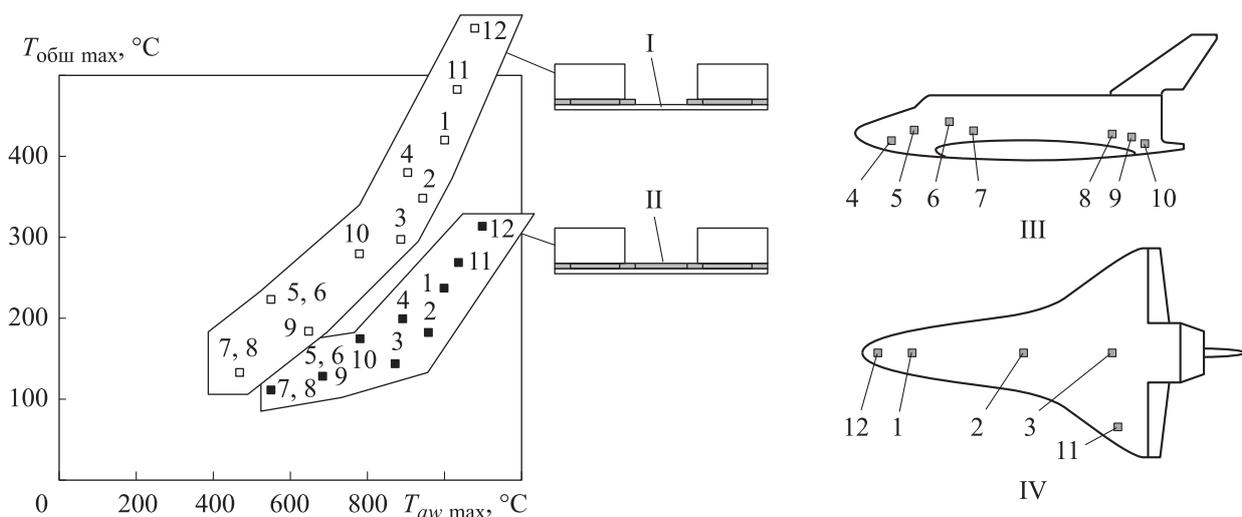


Рис. 10. Зависимость максимальной температуры обшивки  $T_{\text{обш max}}$  планера ОК «Буран» от максимальной температуры адиабатической поверхности  $T_{\text{ав max}}$  в различных зонах при потере единичных плиток теплозащиты:

I и II — отрыв плитки по металлу и фетру; III — нижняя поверхность; IV — расчетные зоны

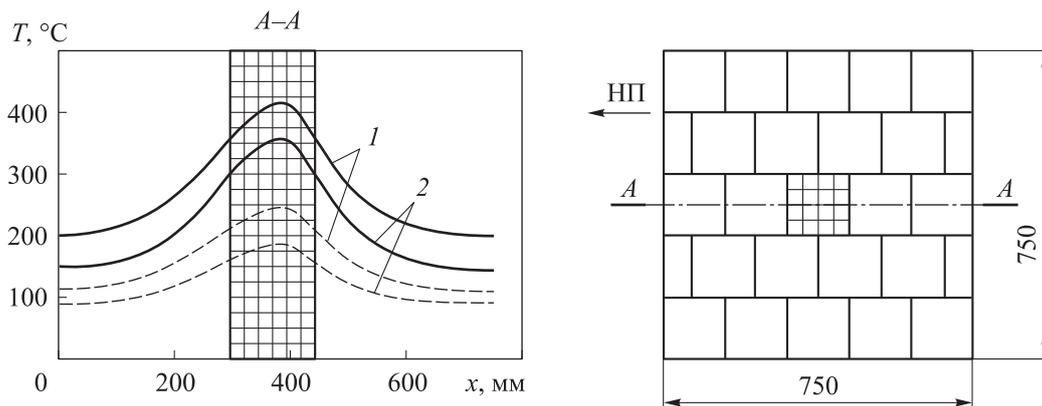


Рис. 11. Температурное поле обшивки в зонах выпадения плитки ТЗП при толщине фетровой подложки  $\delta_\phi = 0$  (—) и 4 мм (---): НП — направление полета

в зависимости от уровня внешних тепловых нагрузок, выраженных через максимальную температуру адиабатической стенки  $T_{aw\max}$ . Во всех рассмотренных зонах ОК, кроме зоны 12 с максимальным уровнем внешнего нагрева, максимальная температура обшивки  $T_{\text{обш}\max}$  ниже температуры плавления сплава Д-16Т ( $T_{\text{пл}} \approx 570$   $^\circ\text{C}$ ) даже при отрыве элемента ТЗП вместе с фетровой подложкой, а при сохранении последней максимальная температура обшивки во всех рассмотренных зонах не превышает 350  $^\circ\text{C}$ .

Температурное поле обшивки планера в зонах 1 и 2 — выпадения плитки ТЗП на нижней поверхности ОК — в момент действия максимальных тепловых потоков показано на рис. 11. Обращает на себя внимание асимметрия температурных профилей, обусловленная характером распределения внешних тепловых потоков в каверне от выпавшей плитки.

Сплошные кривые соответствуют отсутствию фетровой подложки на дне каверны ( $\delta_\phi = 0$ ),

штриховые — случаю, когда на дне каверны сохранилась прококсованная фетровая подложка ( $\delta_\phi = 4$  мм). Видно, что наличие остатков фетровой подложки способствует значительному снижению температуры нагрева обшивки в зонах выпадения плитки ТЗП. Кроме того, отвод теплоты из зоны каверны вдоль металлической обшивки за счет ее теплопроводности также уменьшает перегрев конструкции в зоне потери теплозащитной плитки.

## Вывод

Установлено, что повреждение или даже потеря единичных плиток ТЗП не приводит к нагреву обшивки космического аппарата более температуры плавления при возвращении с орбиты на Землю [16, 25]. Это заключение было официально оформлено до реального полета ОК «Буря» и полностью подтвердилось по результатам его летных испытаний.

## Литература

- [1] Клименко Н.Н., Каткалов В.Б., Морозова М.Л. Перспективы многоразовых транспортных космических систем. Часть I. *Воздушно-космическая сфера*, 2021, № 4, с. 88–99.
- [2] Александров В., Романов Р. Взгляды военно-политического руководства США на использование космоса в военных целях. *Зарубежное военное обозрение*, 2021, № 12, с. 51–57.
- [3] Le V.T., Ha N.S., Goo N.S. Advanced sandwich structures for thermal protection systems in hypersonic vehicles: a review. *Compos. B. Eng.*, 2021, vol. 226, art. 109301, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2021.109301>
- [4] Huang A. Thermal protection materials branch. *nasa.gov: веб-сайт*. URL: <https://www.nasa.gov/general/thermal-protection-materials-branch-reusable-materials/> (дата обращения: 15.01.2024).

- [5] Rosenthal J. Spaceplane thermal protection system (TPS) fitting and bonding control. *dewesoft.com: веб-сайт*. URL: <https://dewesoft.com/blog/space-thermal-protection-system-fitting-control> (дата обращения: 15.01.2024).
- [6] Семенов Ю.П., Лозино-Лозинский Г.Е., Лапыгин В.Л. и др. *Многоразовый орбитальный корабль «Буран»*. Москва, Машиностроение, 1995. 446 с.
- [7] Грибков В.Н., Мизюрина Г.Т., Щетанов Б.В. и др. Возможности волокнистой тепловой защиты. *Человек-Земля-Космос. Тр. 1-й межд. авиакосмич. конф.* Т. 5. Москва, Военная акад. им. Ф.Э. Дзержинского, 1995, с. 223–231.
- [8] Гофин М.Я. *Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов*. Москва, ЗАО ТФ Мир, 2003, 672 с.
- [9] Williams S.D., Curry D.M. *Thermal protection materials. Thermophysical property data*. NASA, 1992. 236 p.
- [10] Резник С.В., Просунцов П.В. *Определение характеристик теплопереноса материалов тепловой защиты многоразовых космических аппаратов по результатам тепловых испытаний*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. 90 с.
- [11] Daryabeigi K. Thermal analysis and design of multi-layer insulation for re-entry aerodynamic heating. *AIAA Paper*, 2001, no. 2834, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2001-2834>
- [12] Просунцов П.В., Резник С.В. Использование данных по коэффициенту теплопроводности полупрозрачных рассеивающих материалов в тепловых расчетах. *Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации*. Москва, Наука, 1990, с. 56–60.
- [13] *Буран: веб-сайт*. URL: <http://www.buran.ru> (дата обращения: 15.01.2024).
- [14] Lee S.C., Cunnington G.R. Heat transfer in fibrous insulations: comparison of theory and experiment. *J. Thermophys. Heat Trans.*, 1998, vol. 12, no. 3, pp. 297–303, doi: <https://doi.org/10.2514/2.6356>
- [15] Daryabeigi K., Cunnington G., Miller S. et al Combined heat transfer in high-porosity high-temperature fibrous insulations: theory and experimental validation. *AIAA Paper*, 2010, no. 4660, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2010-4660>
- [16] Тимошенко В.П. Проектирование и экспериментальная отработка теплозащиты Бурана. В: *Авиационно-космические системы*. Москва, Изд-во МАИ, 1997, с. 123–135.
- [17] Brodzik Ł. Analysis of damaged alumina enhanced thermal barrier. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2021, vol. 2116, art. 012063, doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2116/1/012063>
- [18] Гордеев А.Н., Колесников А.Ф., Якушин М.И. *Безэлектродный плазматрон для моделирования неравновесного теплообмена*. Москва, ИПИМ, 1983. 34 с.
- [19] Баронец П.Н., Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. и др. Отработка теплозащитных материалов орбитального корабля «Буран» на индукционных плазматронах. *Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации*. Москва, Наука, 1991, с. 41–52.
- [20] Якушин М.И., Тимошенко В.П., Патричная М.П. Термовизионный контроль тепловых режимов при испытаниях элементов конструкции и тепловой защиты орбитального корабля «Буран» на индукционном высокочастотном плазматроне ВГУ–2–200. *Техника воздушного флота*, 1993, № 4–6, с. 72–74.
- [21] Luns D., Giangaspero V., Viladegut A. et al. Effect of electron number densities on the radio signal propagation in an inductively coupled plasma facility. *Acta Astronaut.*, 2023, no. 212, pp. 408–423, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.07.028>
- [22] Zheng P., Wu J., Zhang Y. et al. An atmosphere-breathing propulsion system using inductively coupled plasma source. *Chinese J. Aeronaut.*, 2023, vol. 36, no. 5, pp. 223–238, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2023.03.003>
- [23] Brociek R., Hetmaniok E., Napoli C. et al. Identification of aerothermal heating for thermal protection systems taking into account the thermal resistance between layers. *Int. J. Heat Mass Transf.*, 2024, vol. 218, art. 124772, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2023.124772>
- [24] Brociek R., Hetmaniok E., Słota D. Reconstruction of aerothermal heating for the thermal protection system of a reusable launch vehicle. *Appl. Therm. Eng.*, 2023, vol. 219-A, art. 119405, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119405>
- [25] Тимошенко В.П. Расчетные и экспериментальные методы моделирования процессов теплообмена в теплозащите и конструкции аэрокосмических летательных аппаратов. *Человек-Земля-Космос. Тр. 1-й межд. авиакосмич. конф.* Т. 2. Москва, 1995, с. 230–245.

- [26] Резник С.В., Калинин Д.Ю., Михалев А.М., и др. Постановка и результаты комплексных исследований теплопереноса в пористых материалах многоразовых транспортных космических систем. *Тр. 2-й междунар. науч. конф. Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы*. Т. 2. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, с. 83–102.
- [27] Han G., Yang Q., Yang F. et al. Design and efficiency assessment of hybrid thermal protection structures for return capsule reentry. *Case Stud. Therm. Eng.*, 2023, vol. 41, art. 102656, doi: <https://doi.org/10.1016/j.csite.2022.102656>
- [28] Zhang Z., Sun Y., Zhou D. et al. Nonlinear transient heat transfer analysis of multilayered thermal protection systems by incremental differential quadrature element method. *Case Stud. Therm. Eng.*, 2023, vol. 52, art. 103730, doi: <https://doi.org/10.1016/j.csite.2023.103730>

## References

- [1] Klimenko N.N., Katkalov V.B., Morozova M.L. The perspectives of reusable space transport systems. Part I. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera* [Aerospace Sphere Journal], 2021, no. 4, pp. 88–99. (In Russ.).
- [2] Aleksandrov V., Romanov R. Views of the US military and political leadership on the military use of space. *Zarubezhnoe voennoe obozrenie*, 2021, no. 12, pp. 51–57. (In Russ.).
- [3] Le V.T., Ha N.S., Goo N.S. Advanced sandwich structures for thermal protection systems in hypersonic vehicles: a review. *Compos. B. Eng.*, 2021, vol. 226, art. 109301, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2021.109301>
- [4] Huang A. Thermal protection materials branch. *nasa.gov: website*. URL: <https://www.nasa.gov/general/thermal-protection-materials-branch-reusable-materials/> (accessed: 15.01.2024). (In Russ.).
- [5] Rosenthal J. Spaceplane thermal protection system (TPS) fitting and bonding control. *dewesoft.com: website*. URL: <https://dewesoft.com/blog/space-thermal-protection-system-fitting-control> (accessed: 15.01.2024).
- [6] Semen Yu.P., Lozino-Lozinskiy G.E., Lapygin V.L. et al. *Mnogorazovyy orbitalnyy korabl «Buran»* [Reusable orbital ship "Buran"]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1995. 446 p. (In Russ.).
- [7] Gribkov V.N., Mizyurina G.T., Shchetanov B.V. et al. [Possibilities of fibre thermal protection]. *Chelovek-Zemlya-Kosmos. Tr. 1-y mezhd. aviakosmich. konf. T. 5* [Man-Earth-Space. Proc. 1st Int. Aerospace Conf. Vol. 5.]. Moscow, Voennaya akad. im. F.E. Dzerzhinskogo Publ., 1995, pp. 223–231. (In Russ.).
- [8] Gofin M.Ya. *Zharostoykie i teplozashchitnye konstruksii mnogorazovykh aerokosmicheskikh apparatov* [Heat-resistant and heat-protective constructions of reusable aerospace vehicles]. Moscow, ZAO TF Mir Publ., 2003, 672 p. (In Russ.).
- [9] Williams S.D., Curry D.M. *Thermal protection materials. Thermophysical property data*. NASA, 1992. 236 p.
- [10] Reznik S.V., Prosuntsov P.V. *Opredelenie kharakteristik teploperenosa materialov teplovoy zashchity mnogorazovykh kosmicheskikh apparatov po rezultatam teplovykh ispytaniy* [Assessment of heat transfer characteristics of thermal protection materials for reusable spacecraft based on the results of thermal tests]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2015. 90 p. (In Russ.).
- [11] Daryabeigi K. Thermal analysis and design of multi-layer insulation for re-entry aerodynamic heating. *AIAA Paper*, 2001, no. 2834, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2001-2834>
- [12] Prosuntsov P.V., Reznik S.V. [Use of data on heat transfer coefficient of translucent diffusing materials in thermal calculations]. *Gagarinskije nauchnye chteniya po kosmonavtike i aviatsii* [Gagarin Scientific Readings on Cosmonautics and Aviation]. Moscow, Nauka Publ., 1990, pp. 56–60. (In Russ.).
- [13] *Buran: website*. URL: <http://www.buran.ru> (accessed: 15.01.2024). (In Russ.).
- [14] Lee S.C., Cunnington G.R. Heat transfer in fibrous insulations: comparison of theory and experiment. *J. Thermophys. Heat Trans.*, 1998, vol. 12, no. 3, pp. 297–303, doi: <https://doi.org/10.2514/2.6356>

- [15] Daryabeigi K., Cunnington G., Miller S. et al Combined heat transfer in high-porosity high-temperature fibrous insulations: theory and experimental validation. *AIAA Paper*, 2010, no. 4660, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2010-4660>
- [16] Timoshenko V.P. *Proektirovaniye i eksperimentalnaya otrabotka teplozashchity Burana* [Design and experimental testing of Buran heat protection]. V: *Aviatsionno-kosmicheskie sistemy* [In: Aerospace systems]. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 1997, pp. 123–135. (In Russ.).
- [17] Brodzik Ł. Analysis of damaged alumina enhanced thermal barrier. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2021, vol. 2116, art. 012063, doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2116/1/012063>
- [18] Gordeev A.N., Kolesnikov A.F., Yakushin M.I. *Bezelektroodnyy plazmatron dlya modelirovaniya neravnovesnogo teploobmena* [Electrodeless plasmatron for modelling non-equilibrium heat exchange]. Moscow, IPM Publ., 1983. 34 p. (In Russ.).
- [19] Baronets P.N., Gordeev A.N., Kolesnikov A.F. et al. [Development of heat protective materials of the buran orbiter on induction plasmatrons]. *Gagarinskie nauchnye chteniya po kosmonavtike i aviatsii* [Gagarin Scientific Readings on Cosmonautics and Aviation]. Moscow, Nauka Publ., 1991, pp. 41–52. (In Russ.).
- [20] Yakushin M.I., Timoshenko V.P., Patrichnaya M.P. Thermovision control of thermal modes during tests of structural elements and thermal protection of the orbiter "Buran" on induction high-frequency plasmatron VGU-2-200. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 1993, no. 4–6, pp. 72–74. (In Russ.).
- [21] Luns D., Giangaspero V., Viladegut A. et al. Effect of electron number densities on the radio signal propagation in an inductively coupled plasma facility. *Acta Astronaut.*, 2023, no. 212, pp. 408–423, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.07.028>
- [22] Zheng P., Wu J., Zhang Y. et al. An atmosphere-breathing propulsion system using inductively coupled plasma source. *Chinese J. Aeronaut.*, 2023, vol. 36, no. 5, pp. 223–238, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2023.03.003>
- [23] Brociek R., Hetmaniok E., Napoli C. et al. Identification of aerothermal heating for thermal protection systems taking into account the thermal resistance between layers. *Int. J. Heat Mass Transf.*, 2024, vol. 218, art. 124772, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2023.124772>
- [24] Brociek R., Hetmaniok E., Słota D. Reconstruction of aerothermal heating for the thermal protection system of a reusable launch vehicle. *Appl. Therm. Eng.*, 2023, vol. 219-A, art. 119405, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119405>
- [25] Timoshenko V.P. [Computational and experimental methods of modelling heat transfer processes in heat protection and aerospace aircraft structure]. *Chelovek-Zemlya-Kosmos. Tr. 1-y mezhd. aviakosmich. konf. T. 2* [Man-Earth-Space. Proc. 1<sup>st</sup> Int. Aerospace Conf. Vol. 2.]. Moscow, 1995, pp. 230–245. (In Russ.).
- [26] Reznik S.V., Kalinin D.Yu., Mikhalev A.M., et al. [Staging and results of complex studies of heat transfer in porous materials of reusable transport space systems]. *Tr. 2-oy mezhd. nauch. konf. Raketno-kosmicheskaya tekhnika: fundamentalnye i prikladnye problemy. T. 2* [Proc. 2<sup>nd</sup> Int. Conf. Rocket and Space Engineering: Fundamental and Applied Problems. Vol. 2.]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2005, pp. 83–102. (In Russ.).
- [27] Han G., Yang Q., Yang F. et al. Design and efficiency assessment of hybrid thermal protection structures for return capsule reentry. *Case Stud. Therm. Eng.*, 2023, vol. 41, art. 102656, doi: <https://doi.org/10.1016/j.csite.2022.102656>
- [28] Zhang Z., Sun Y., Zhou D. et al. Nonlinear transient heat transfer analysis of multilayered thermal protection systems by incremental differential quadrature element method. *Case Stud. Therm. Eng.*, 2023, vol. 52, art. 103730, doi: <https://doi.org/10.1016/j.csite.2023.103730>

Статья поступила в редакцию 03.02.2024

## Информация об авторах

**ТИМОШЕНКО Валерий Павлович** — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана; начальник проектно-теоретического отделения. АО «НПО «Молния» (125363, Москва, Российская Федерация, ул. Лодочная, д. 5, стр. 1, e-mail: timoshenko@npomolnija.ru).

**ПРОСУНЦОВ Павел Викторович** — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: prosuntsov@tochka.ru).

**РЕЗНИК Сергей Васильевич** — доктор технических наук, профессор, зав. кафедрой «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: sreznik@bmstu.ru).

## Information about the authors

**TIMOSHENKO Valeriy Pavlovitch** — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Space-Rocket Composite Design. Bauman Moscow State Technical University; Head, Design-Theoretical Division. JSC «SPA «Molnija» (125363, Moscow, Russian Federation, Lodochnaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: timoshenko@npomolnija.ru).

**PROSUNTSOV Pavel Viktorovich** — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Space-Rocket Composite Design. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: prosuntsov@tochka.ru).

**REZNIK Sergey Vasilievich** — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: sreznik@bmstu.ru).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Тимошенко В.П., Просунцов П.В., Резник С.В. Анализ теплового состояния конструкции орбитального корабля «Буран» в зонах возможного повреждения элементов теплозащитного покрытия. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2024, № 6, с. 94–107.

### Please cite this article in English as:

Timoshenko V.P., Prosuntsov P.V., Resnik S.V. Analyzing thermal state of the Buran orbital space vehicle structure in the areas of possible damages to its thermal protection elements. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2024, no. 6, pp. 94–107.



## Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана предлагает читателям материалы 11-й Международной научной конференции «Экология человека и природы в XXI веке (ЭкоМир-11)»

В сборнике размещены материалы 11-й Международной научной конференции по проблемам экологического мировоззрения, прошедшей в МГТУ им. Н. Э. Баумана в Москве и Мытищах 31 октября — 1 ноября 2023 г. Сборник открывают приветствия, остальные материалы распределены по секциям: «Философские и этические основания современного экологического мировоззрения», «Методология научных исследований и разработок экологии окружающей среды», «Философско-методологические основания экологии человека и экологии культуры», «Проблемы развития экологического образования».

### По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.  
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;  
press@bmstu.ru; <https://press.bmstu.ru>