

Научная статья
УДК 623.094
DOI: 10.34759/vst-2023-1-107-116

ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ МАТЕРИАЛОВ НОВОГО КЛАССА

Никита Олегович Матковский¹ ✉, Андрей Юрьевич Ермолаев², Виктор Васильевич Тишков³

^{1,2} ГосМКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова,
Москва, Россия

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

¹ matkovskiyno@yandex.ru ✉

² erm_a@mail.ru

³ tishkovvv@mai.ru

Аннотация. Рассматривается метод пассивной тепловой защиты бортовой аппаратуры летательного аппарата (ЛА), основанный на использовании материалов нового класса. В качестве внутреннего теплозащитного покрытия (ТЗП) исследуется материал дискретного волокна на основе оксида алюминия и кварцевого волокна — аэрогель. Рассмотрена конструкция аппаратного отсека с учетом внутреннего ТЗП — аэрогеля и внешнего ТЗП — композиционного эрозионно-стойкого материала. Приведены расчетные температурные значения, полученные для различных типов ТЗП, обеспечивающих необходимый уровень температуры внутри отсека. Показано, что принципиально новый материал внутреннего ТЗП — аэрогель — приводит к снижению температуры бортовой аппаратуры на 4 °С без использования внешнего ТЗП и на 12 °С — с применением композиционного материала в качестве внешнего ТЗП.

Ключевые слова: аэродинамический нагрев ЛА, технология активной тепловой защиты бортовой аппаратуры ЛА, теплозащитное покрытие корпуса приборного отсека ЛА, аэрогель, теплопроводность композиционных материалов на основе аэрогеля, теплонапряженное состояние композиционного корпуса ЛА

Для цитирования: Матковский Н.О., Ермолаев А.Ю., Тишков В.В. Тепловая защита летательного аппарата на основе материалов нового класса // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 107–116. DOI: 10.34759/vst-2023-1-107-116

Original article

AIRCRAFT THERMAL PROTECTION BASED ON THE NEW CLASS MATERIALS

Nikita O. Matkovskiy^{1✉}, Andrei Yu. Ermolaev², Viktor V. Tishkov³

^{1,2} State Machine Building Design Bureau “Vympel” by name I.I. Toropov,
Moscow, Russia

^{1,2,3} Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia

¹ matkovskiyno@yandex.ru ✉

² erm_a@mail.ru

³ tishkovvv@mai.ru

Abstract. Designing the state-of-the-art aircraft requires new structural solutions and application of fundamentally new materials and technological processes for their manufacturing.

The aircraft hardware compartment was selected as the object of research. Temperature indicators on the aircraft hull are directly related with its speed. Thus, among all design tasks the authors chose the task of temperature level reduction inside the onboard hardware compartment to ensure its uninterrupted operation. Mathematical modeling of intensive aerodynamic heating impact on the hardware part of the aircraft hull performed by the authors allowed obtaining steady state values of its hardware temperature at the level exceeding the marginal allowable value. The article regards a method for the aircraft hardware compartment temperature reduction employing aircraft onboard hardware passive thermal protection means based on the new class materials application.

A discrete fiber material based on aluminum oxide and quartz fiber (aerogel) is under study as an internal thermal protective coating (TPC). The article considers the hardware compartment structure with account for internal TPC (aerogel) and external TPC (composite erosion-resistant material), and presents the temperature values obtained for various TPC types, which ensure the necessary temperature level inside the compartment.

Analysis of the results of mathematical modeling, performed by the authors, of the intensive aerodynamic heating impact on the aircraft reveals the effectiveness of the aerogel application. This material allowed the aircraft hardware temperature reduction to 86°C. The stress-strain state modeling confirmed the strength of the load-bearing aircraft compartment structure involving external composite material (CM). The article demonstrates that fundamentally new material of the internal TPC, namely aerogel, leads to the onboard hardware temperature reduction by 4 °C without the external TPC application, and by 12 °C with the CM application as the external TPC. Despite the heat-protective layer reduction of the internal TPC, introduction of the external TPC from the erosion-resistant CM leads not only to the temperature level reduction inside the aircraft compartment, realizing the temperature operative range, but it reduces the temperature on the titanium hull as well, which allows varying the material, both hull and external CM thickness for the hull mass reduction.

Keywords: aircraft aerodynamic heating, onboard hardware active thermal protection technology, heat-protective coating of the aircraft instrument compartment hull, aerogel, thermal conductivity of composite materials based on aerogel, heat-stressed state of the composite airframe

For citation: Matkovskiy N.O., Ermolaev A.Yu., Tishkov V.V. Aircraft Thermal Protection Based on the New Class Materials. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 107–116. DOI: 10.34759/vst-2023-1-107-116

Введение

Проектирование современного ЛА требует новых конструктивных решений, использования принципиально новых материалов и технологических процессов их изготовления.

В качестве объекта исследования выбран аппаратный отсек ЛА. Температурные показатели на корпусе ЛА напрямую связаны с его скоростью, поэтому среди задач проектирования авторы выбрали задачу снижения температурного уровня внутри отсека с бортовой аппаратурой для обеспечения ее безотказной работы. Очевидно, что тепловая защита может быть обеспечена различными способами. Под активной тепловой защитой следует понимать наличие на борту специализированных систем охлаждения [1, 2]. В [3] отмечается, что факторы, возникающие в связи с обеспечением превосходства современных ЛА, напрямую связаны с увеличением их дальности. Это оказывает существенное влияние на тепловое состояние конструкции ЛА, приводя к росту температуры, увеличению времени совместного действия нагрузок и нагрева на силовую конструкцию планера. Уровень температуры титанового корпуса современных атмосферных ЛА может достигать значений свыше 700°C на существенном для данного типа ЛА временном отрезке. В [4] приведена зависимость температур нагрева элементов от скорости полета (рис. 1).

Существует мировая тенденция развертывания широкого комплекса работ по проектированию ЛА, способного совершать атмосферный полет с температурой обшивки свыше 1000°C . Например, в США успешно прошли испытания аппарата X-51A Waverider, пролетевшего расстояние 426 км за 6 мин

с максимальным значением скорости — 5.1 М. Разрабатываемый Агентством перспективных оборонных исследовательских проектов (DARPA) и ВВС США аппарат двойного назначения Falcon HTV-2 предположительно способен совершать полет в атмосфере на скоростях 17–22 М. Ожидаемый аэродинамический нагрев поверхности данного ЛА достигнет 1930°C . Аппараты военного назначения АНВ (Advanced Hypersonic Weapon) и ХS-1 способны совершать полет на скоростях свыше 6 М. Существуют разработки и других технологических центров. Так, WU-14/DF-ZF — боевой блок китайского производства, предназначенный для преодоления системы ПВО/ПРО — развивает скорость свыше 6 М [5].

В [6] приведен анализ температурного состояния ЛА, конструктивной особенностью которого является крыло, выполненное из гибридного полимерного композиционного материала (КМ). Описана методика по определению теплофизических характеристик материала. Даны рекомендации по тепловому проектированию теплонагруженных конструкций из КМ. Максимальная температура на поверхности ЛА достигла 695 К, что превысило теплостойкость полиамидного связующего, используемого в конструкции, которая составляет не более 623 К. Рекомендовано использование дополнительного ТЗП для крыла ЛА.

В [7] приведено исследование активной тепловой защиты ЛА, основанной на новом физическом принципе. Особенностью технологии является процесс элементов конструкции, в значительной степени участвующих в самостоятельном охлаждении и генерировании значительных количеств

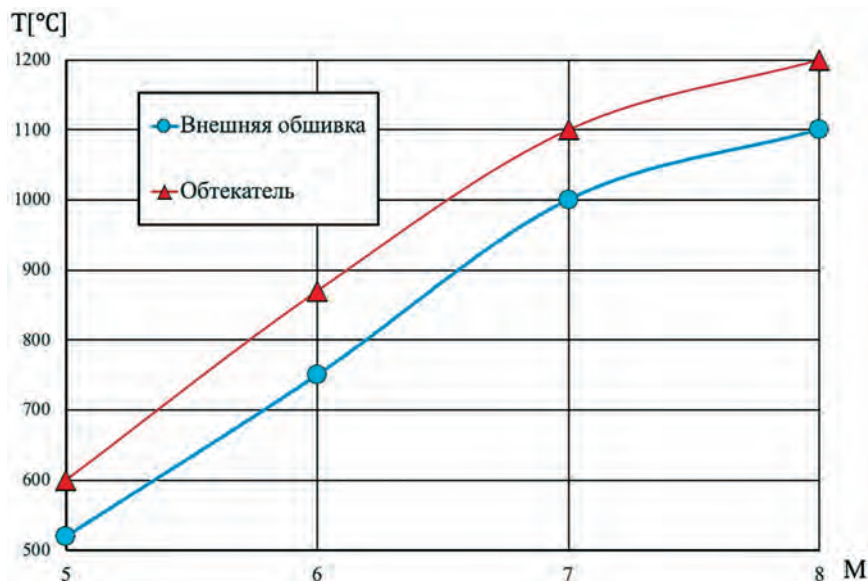


Рис. 1. Зависимость температур нагрева элементов от скорости полета ЛА

электрической энергии при аэродинамическом нагреве. Основой данного способа является процесс термоэлектронной эмиссии. Приведен подробный анализ существующих технологий активных средств тепловой защиты. При температуре нагреваемой части корпуса ЛА от 1500 К до 2000 К обеспечивается снижение температуры материала нагреваемой части корпуса ЛА на 400–700 К.

В [8] также представлена технология активной тепловой защиты высокоскоростного ЛА, основанная на применении испарительного охлаждения разогретой конструкции. Эффект впрыска охлаждающей жидкости значительно снижает температурный градиент вблизи передней кромки ЛА. Распространение пленки охлаждающей жидкости вниз по потоку от области впрыска приводит к умеренному снижению температуры поверхности и, следовательно, к снижению температуры внутри ЛА.

Однако авторами не рассматривалась возможность использования активных методов тепловой защиты из-за конструктивных и технологических сложностей оснащения данными средствами атмосферных ЛА. Поэтому далее рассматривается пассивная тепловая защита, которая обеспечивается конструкционным материалом.

В настоящее время проводятся работы по совершенствованию углепластиков на основе полиамидного связующего и углеродных металлических (титановых) матриц в интересах повышения их рабочей температуры до 450–500 °С с сохранением прочностных характеристик. Для носка фюзеляжа и передних кромок крыла, работающих при температуре 800–1000 °С, может быть разработан КМ на основе многокомпонентных (углеродных и керамических) систем с повышенным уровнем жаростойкости и низкой плотностью.

В [9] показано, что внутреннее оборудование ЛА способно воспринимать достаточно большие температуры, свыше 150 °С, но при этом существенную часть аппаратуры составляют элементы, теряющие работоспособность при гораздо меньшей температуре. Поэтому при математическом моделировании аэродинамического нагрева ЛА необходимо учитывать отдельные компоненты аппаратуры, вплоть до крупных элементов электрических схем. В [10] подробно описываются факторы, определяющие тепловое состояние радиоэлектронного оборудования в отсеке ЛА; показана математическая модель процесса и способы решения прямой и обратной задач теплообмена сотовой конструкции корпуса бортового оборудования.

Применяемые в качестве внутреннего ТЗП теплоизоляционные материалы на основе супертонких стекловолокон с кремний-органическим связующим типа «АТМ-6» не в полной мере отвечают современным требованиям по тепловой защите бортовой аппаратуры. Внутреннее ТЗП ЛА должно обеспечивать температурный режим при уменьшении своих массогабаритных характеристик, а его материалы должны обладать весьма низкой теплопроводностью и плотностью с целью минимизации веса и объема общей конструкции ЛА. В [11] представлены температурные зависимости коэффициентов теплопроводности образцов гибких материалов с различной плотностью, изготовленных на основе оксида алюминия, рабочие температуры которых варьируются от 1200 до 1700 °С. В [12] описан материал внутренней теплоизоляции на основе ткани из диоксида кремния, которая производится в различных формах для работы в широком диапазоне температур: 1500 °С менее 10 мин и в случае использования теплоизоляции в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя до 2500 °С. Приведены типовые температурные показатели ЛА, совершающего атмосферный полет со скоростью 4 М. Температуры до 800 °С получены на корпусе головной части, до 700 °С — на обшивке корпуса ЛА.

Проведенное авторами математическое моделирование интенсивного воздействия аэродинамического нагрева на корпус аппаратурной части ЛА позволило получить установившиеся значения температуры на уровне, превышающем предельно допустимые для титановых сплавов, поэтому в процессе проектирования тепловой защиты необходимо учитывать не только использование материала, блокирующего интенсивный тепловой поток вовнутрь конструкции за счет большой теплоемкости и малой теплопроводности, но и рассмотреть применение принципиально новой силовой конструкции в качестве корпуса ЛА.

Применение материала типа «аэрогель» в качестве ТЗП конструкции ЛА

В [13] исследован нанопористый материал с низкой теплопроводностью и высокой пористостью — аэрогель. Материал привлекает все большее внимание благодаря своим физическим и химическим свойствам. Аэрогель имеет сложную структуру с трехмерным сетчатым каркасом, состоящим из взаимосвязанных сферических наночастиц. Такая структура затрудняет передачу тепла, поэтому одним из наиболее распространенных применений аэрогеля является использование в качестве

теплоизоляции, особенно в экстремальных криогенных или высокотемпературных условиях, в т. ч. при температурах до 2000 °С. В [14] более подробно описываются КМ из прессованного аэрогеля «кремнезем-стекловолокно». Благодаря нанопористой структуре аэрогель показал достаточно низкую теплопроводность. При добавлении стеклянных волокон прочность композитов была улучшена, но теплоизоляционные свойства ухудшились (рис. 2, 3).

Для сравнения: теплопроводность теплоизоляционного материала АТМ-6 на основе супертонких стекловолокон с кремний-органическим связующим составляет 0.062 Вт/(м·град) при температуре 260 °С, плотность материала 145 кг/м³ [15].

В [16] описан процесс получения механически устойчивого аэрогеля. Наноструктурированная решетка кремниевых аэрогелей образуется в резуль-

тате процессов гидролиза и конденсации молекул кремнийсодержащего прекурсора, в результате чего образуются силоксановые связи «Si—O—Si». Приведен обзор российских и зарубежных компаний, занимающихся исследованием и производством аэрогелей. В России аэрогели используются для исследовательских целей:

- в Институте катализа им. Г.К. Борескова СО РАН (г. Новосибирск);
- в Объединенном институте ядерных исследований (г. Дубна).

Российские разработки по получению аэрогелей и материалов с их использованием отмечены:

- в Институте физиологически активных веществ РАН (г. Черноголовка);
- в Институте общей и неорганической химии им. Н.С. Курнакова РАН (г. Москва);
- в РХТУ им. Д.И. Менделеева (г. Москва);

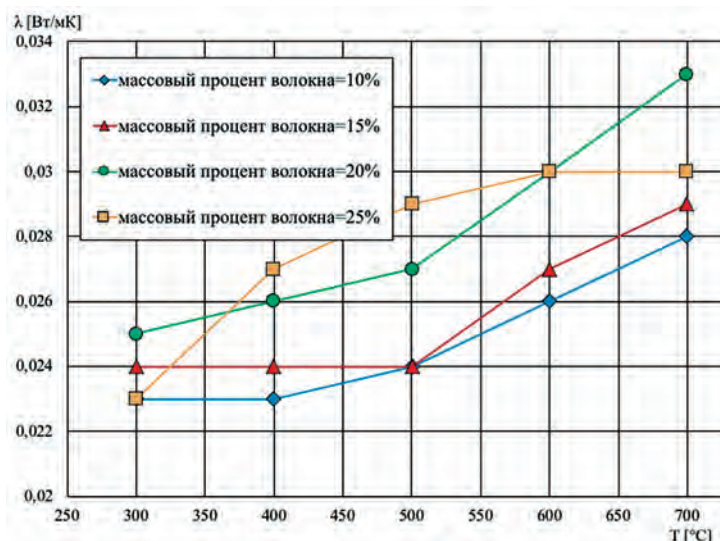


Рис. 2. Эффект добавления стекловолокна на теплопроводность композита

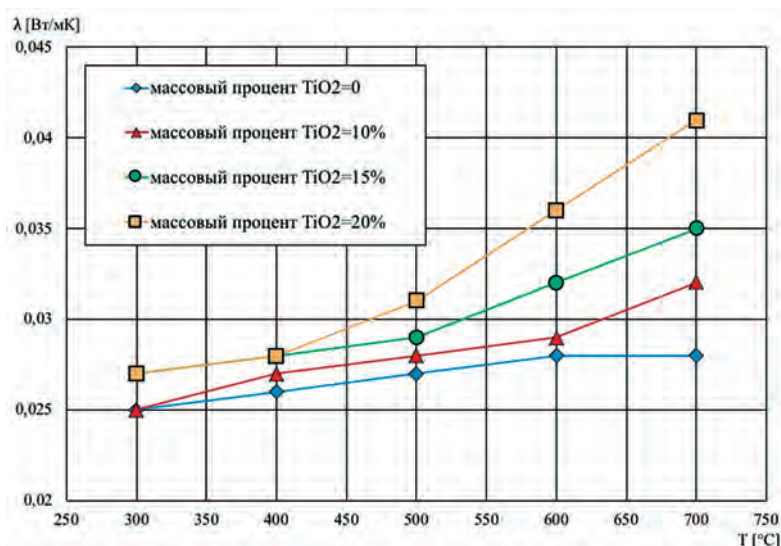


Рис. 3. Эффект добавления TiO2 порошка на теплопроводность композита

Таблица 1

Свойства гибкой теплоизоляции Alison Aerogel DRT 0610

Плотность, кг/м ³	Максимальная температура применения, °С	Теплопроводность, Вт/(мК), при температуре, °С		Водопоглощение, кг/м ²	Коэффициент паропроницаемости, μ	Группа горючести
		10	300			
200	650	0.019	0.039	0.14	0.088	Негорючая

Таблица 2

Сравнительные свойства гибкого уплотнительного материала и зарубежных аналогов

Свойства гибкого волокнистого материала	Гибкий волокнистый материал (ФГУП «ВИАМ», Россия)	Durablanket «S» (Unifrax, США)	MAFTEC (Mitsubishi Corp., Япония)
Состав материала	Волокно (Al ₂ O ₃ -SiO ₂ +SiO ₂)	Волокно 47%Al ₂ O ₃ +53%SiO ₂	Волокно 72%Al ₂ O ₃ +28%SiO ₂
Максимальная температура эксплуатации, °С	До 1400	1200	600–1600
Объемная плотность, г/см ³	0.08–0.30	0.064	0.08–0.16
Линейная усадка, %	2–3 (1370 °С, 24 ч)	3.3 (1250 °С, 24 ч)	≤ 1 (1400 °С, 24 ч)
Теплопроводность, Вт/(мК)	0.09 (при 700 °С) 0.32 (при 1300 °С)	0.42 (при 1000 °С)	0.43 (при 1200 °С) 0.65 (при 1400 °С)

- в МГУ им. М.В. Ломоносова;
- в Томском государственном университете.

Компании Боинг (США), MRA Systems, Joda (КНР), Cabot (США) исследуют применение аэрогелей в авиастроении и промышленности в качестве теплозащитного материала. Свойства гибкой теплоизоляции Alison Aerogel DRT 0610 на основе оксида кремния, полученной китайской компанией Alison Aerogel, приведены в табл. 1.

В [17] приведена сравнительная характеристика гибкого уплотнительного материала на основе оксида алюминия и зарубежных аналогов. Отмечается, что материал, разработанный Всероссийским научно-исследовательским институтом авиационных материалов (ВИАМ), не уступает по свойствам зарубежной продукции аналогичного назначения, а по некоторым показателям — превосходит их. Добавление штапелированных волокон кварца повышает прочностные свойства гибкого волокнистого материала и снижает его стоимость. Такой материал с температурами эксплуатации до 1400 °С применим в качестве теплоизоляции корпусов ЛА (также может применяться в качестве изоляции высокотемпературных печей горячих цехов промышленных предприятий). Результаты анализа сведены в табл. 2.

В [18] подтверждается рациональность применения теплозащитного материала на основе оксида кремния типа «аэрогель». При полете ЛА со скоростью М = 4–6 корпус из титанового сплава Ti-6Al-4V (TC4 в Китае) разогревается до 400 °С за 5 мин. Авторами произведен сравнительный анализ использования различных материалов в

качестве внутреннего ТЗП высокоскоростного ЛА: YSZ — материал на основе стабилизированного иттрием циркония, ScYSZ — материал на основе скандия и стабилизированного иттрием циркония, SiO₂ — аэрогель на основе оксида кремния, который наилучшим образом показал себя по результатам испытаний. Результаты сведены в табл. 3.

Таблица 3

Разница температур (ΔT) между корпусом и внутренним ТЗП ЛА

Материал	Толщина, мм	ΔT, °С
TC4	1	T ₀ = 400
YSZ	0.6	41.5
YSZ	1	54
ScYSZ	1	54
SiO ₂	1	208

Анализ результатов проведенного авторами математического моделирования интенсивного воздействия аэродинамического нагрева на ЛА показывает эффективность применения аэрогеля — материал позволил снизить температуру аппаратуры ЛА до 86 °С.

Применение КМ в качестве ТЗП конструкции ЛА

Использование ТЗП внутри конструкции эффективно, но в ряде случаев недостаточно. Результаты математического моделирования аэродинамического нагрева ЛА показали, что температура его аппаратуры может достигать 86 °С, что иногда бывает критичным. ВИАМ занимается новыми разработками в области полимерных КМ (ПКМ) но-

вого поколения на основе полимерных связующих и углеродных и стеклянных армирующих наполнителей [19]. В [20] проведены теплопрочностные испытания ПКМ с различным типом связующего. Определение механических характеристик ПКМ проводилось с учетом теплового воздействия до 150 °С. Исходя из полученных температурных зависимостей $\sigma_{иE}$ для ПКМ, допускается применение их в качестве конструкционных материалов в авиастроении, но с учетом дальнейшего анализа абляционных и прочностных факторов при более высоких тепловых воздействиях.

Создание силовой конструкции корпуса полностью из КМ является трудоёмким технологическим процессом по причине:

- сложной формы изделия,
- множества отверстий под крепления,
- наличия технологических лючков для обслуживания и т.д.

Предлагается модернизация конструкции корпуса ЛА, изготовленной из титанового сплава, принципиальным отличием которой является наличие 5-мм теплозащитного слоя на внешней поверхности из слоистого пластика СТП-6А на основе стеклянных волокон. Данный тип ТЗП блокирует тепловой поток вовнутрь конструкции за счет малой теплопроводности, а также сбрасывает часть тепловой энергии в окружающую среду посредством радиационной составляющей

теплопереноса, имея высокое значение степени черноты [21].

Теплопроводность слоистого пластика СТП-6А составляет 0.3 Вт/(м·град) при температуре 300 °С, плотность 1750–1800 кг/м³ [22].

Анализ температурного (рис. 4) и силового воздействий выявил значительный вклад внешней нагрузки в напряженное состояние конструкции. Анализ напряженно-деформированного состояния подтвердил прочность силовой конструкции отсека ЛА с применением внешнего композиционного ТЗП.

В [23] подтверждено, что наличие внешнего эрозионно-стойкого КМ снижает температуру корпуса и изменяет её зависимость от времени (рис. 5). Снижение температуры корпуса от времени позволяет варьировать материал, толщину оболочки и наружного КМ для снижения массы корпуса.

Несмотря на уменьшение теплозащитного слоя материала АТМ-6, введение наружного ТЗП из эрозионно-стойкого КМ не только снижает температурный режим внутри отсека ЛА, реализуя рабочий температурный диапазон, но и понижает температуру на титановой обшивке, позволяя снизить её толщину с 2 до 1 мм без потери прочностных характеристик.

В табл. 4 представлены полученные авторами результаты математического моделирования аэро-

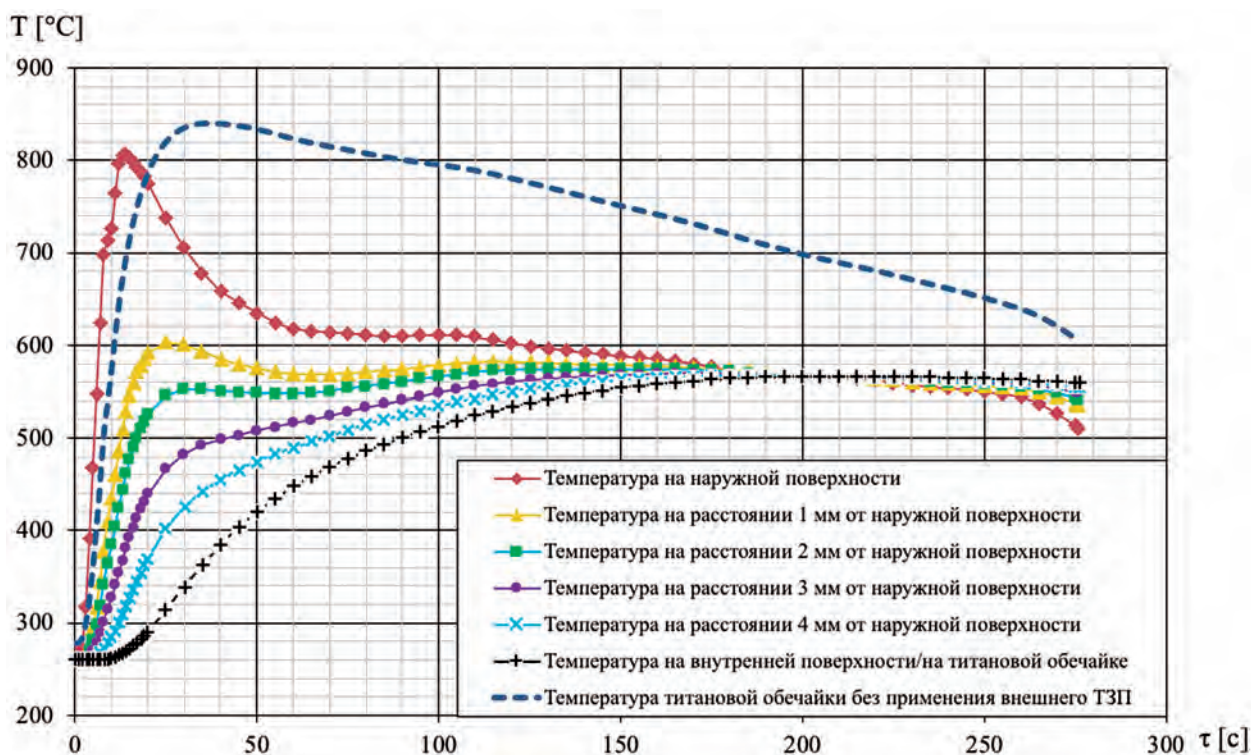


Рис. 4. Распределение температуры по толщине внешнего ТЗП

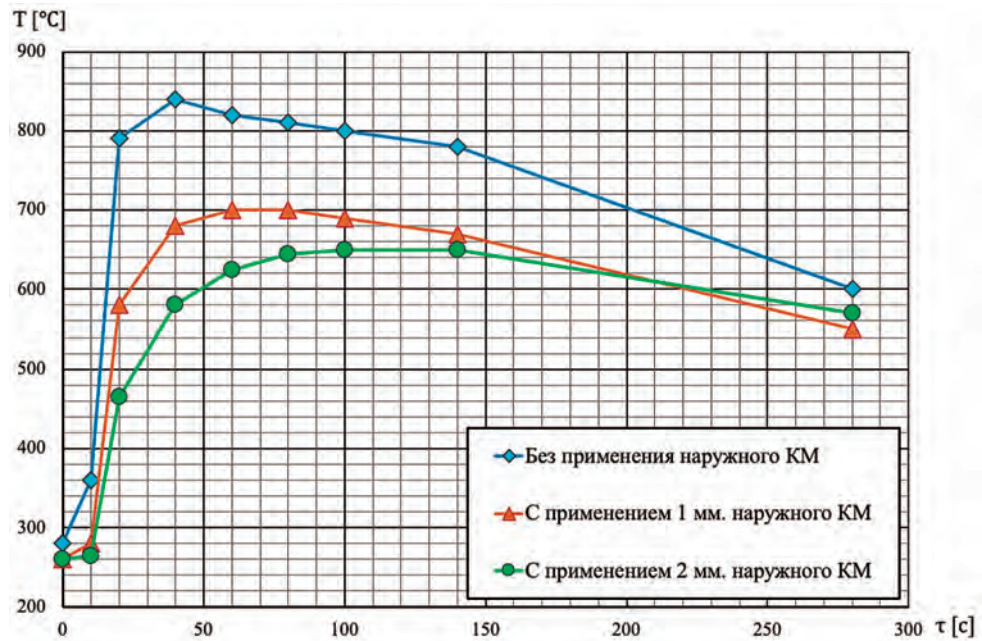


Рис. 5. График изменения температуры корпуса отсека ЛА

динамического нагрева аппаратуры ЛА с применением ТЗП.

Таблица 4

Максимальные температуры бортовой аппаратуры ЛА при применении ТЗП

Материал ТЗП	T_{max} аппаратуры, °C	T_{max} ТЗП, °C
АТМ-6	90	460
Аэрогель	86	445
КМ и Аэрогель	78	743, 310

Выводы

Исследования теплового воздействия от аэродинамического нагрева на бортовую аппаратуру аппаратного отсека ЛА показали, что применение комбинации внешнего и внутреннего ТЗП способно реализовать необходимый температурный уровень в конструкции ЛА. Показана возможность снижения толщины титанового корпуса без потери прочностных характеристик в пользу увеличения теплозащиты аппаратуры. Применение принципиально нового материала внутреннего ТЗП дискретного волокна на основе оксида алюминия и кварцевого волокна — аэрогеля — дало снижение температуры на 4 °C без использования внешнего ТЗП и на 12 °C — с применением композиционного материала в качестве внешнего ТЗП (табл. 4). Толщина внутреннего ТЗП не менялась. Результаты подтверждают необходимость дальнейшего изучения и уточнения теплофизических характеристик теплозащитных материалов типа «аэрогель» и проведения дополнительных тепло-

вых расчетов с целью уменьшения толщины ТЗП, что даст возможность снизить температурный уровень бортовой аппаратуры за счет увеличения воздушного пространства в конструкции. Также необходимо дальнейшее исследование эрозионно-стойких КМ, полимерных КМ, используемых при воздействии интенсивного аэродинамического нагрева, и факторов абляции полимерных КМ.

Список источников

1. Шилкин О.В., Кишкин А.А., Зуев А.А., Делков А.В., Лавров Н.А. Проектирование системы пассивного охлаждения бортового комплекса космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 96-106. DOI: 10.34759/vst-2021-2-96-106
2. Шилкин О.В., Колесников А.П., Кишкин А.А., Зуев А.А., Делков А.В. Проектирование пассивной системы терморегулирования производительностью до 3 кВт тепловыми трубами и активными элементами подогрева для космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 67-80. DOI: 10.34759/vst-2022-1-67-80
3. Волков В.Н., Гусев А.Н., Иваха В.В. Выбор теплонагруженных траекторий для оценки прочности планера авиационных управляемых ракет // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 6. С. 43-48.
4. Гусейнов А.Б. Особенности разработки крылатых ракет: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2015. — 106 с.
5. Комаров И.М., Епишин К.В., Зернюков Д.В. и др. Разработка и тактика применения гиперзвуковых летательных аппаратов по материалам зарубежных источников // Инноватика и экспертиза: научные труды. 2017. № 1(19). С. 204-214.

6. Ашихмина Е.Р., Агеева Т.Г., Просунцов П.В. Анализ температурного состояния и разработка тепловой защиты крыла многоразового космического аппарата туристического класса из гибридного композиционного материала // *Тепловые процессы в технике*. 2018. Т. 10. №5–6. С. 266–273.
7. Кольчев А.В. Активная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата на новых физических принципах при аэродинамическом нагреве // *Труды МАИ*. 2012. №51. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29053>
8. Naved I., Hermann T., McGilvray M. Numerical simulation of transpiration cooling for a high-speed vehicle with substructure // *AIAA Journal*. 2021. Vol. 59. No. 8. DOI: 10.2514/1.J059771
9. Гусев А.Н., Зайцев А.В., Иваха В.В., Юдаков С.В. Обзор перспективных задач по тематике управляемого авиационного вооружения для решения в пакете программ «ЛЭГАК-ДК» // *Супервычисления и математическое моделирование: Сб. трудов XII международного семинара*. — Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2011. С. 127–134.
10. Гусев С.А., Николаев В.Н. Математическое моделирование теплового состояния радиоэлектронного оборудования в отсеке летательного аппарата // *Решетневские чтения: Сб. XXII Международной научно-практической конференции (12–16 ноября 2018, Красноярск)*. Т. 2. С. 111–112.
11. Балинова Ю.А., Гращенков Д.В., Шавнев А.А. и др. Высокотемпературные теплозащитные, керамические и металлокерамические композиционные материалы для авиационной техники нового поколения // *Вестник Концерна ВКО «Алмаз — Антей»*. 2020. № 2(33). С. 83–92. DOI: 10.38013/2542-0542-2020-2-83-92
12. Caywood W.C., Rivello R.M., Weckesser L.B. Tactical missile structures and materials technology // *Johns Hopkins APL Technical Digest*. 1983. Vol. 4. No. 3, pp. 166–174. URL: <https://www.jhuapl.edu/Content/techdigest/pdf/V04-N03/04-03-Caywood.pdf>
13. Bi C., Tang G.H., Hu Z.J. Heat conduction modelling in 3-D ordered structures for prediction of aerogel thermal conductivity // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2014. Vol. 73, pp. 103–109. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2014.01.058
14. Bo Yuan, Shuqiang Ding, Dongdong Wang, Gang Wang, Hongxia Li. Heat insulation properties of silica aerogel/glass fiber composites fabricated by press forming // *Materials letters*. 2012. Vol. 75, pp. 204–206. DOI: 10.1016/j.matlet.2012.01.114
15. *Авиационные материалы: Справочник: В 9 т. / Под общ. ред. А.Т. Туманова*. — 6-е изд., перераб. и доп. — М.: ОНТИ, 1974. Т. 8 «Теплозвукоизоляционные, декоративно-отделочные текстильные и лакокрасочные материалы, силикатные эмали». — 236 с.
16. Бабашов В.Г., Варрик Н.М., Карасева Т.А. Применение аэрогелей для создания теплоизоляционных материалов (обзор) // *Труды ВИАМ*. 2019. № 6(78). С. 32–42. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-6-32-42
17. Бабашов В.Г., Варрик Н.М. Высокотемпературный гибкий волокнистый теплоизоляционный материал // *Труды ВИАМ*. 2015. №1. DOI: 10.18577/2307-6046-2015-0-1-3-3
18. Jin L., Li P., Zhou H. et al. Improving thermal insulation of TC4 using YSZ-based coating and SiO₂ aerogel // *Progress in Natural Science: Materials International*. 2015. Vol. 25. No. 2, pp. 141–146. DOI: 10.1016/j.pnsc.2015.03.006
19. Раскутин А.Е., Соколов И.И. Углепластики и стеклопластики нового поколения // *Труды ВИАМ*. 2013. № 4. URL: <http://viam-works.ru/plugins/content/journal/uploads/articles/pdf/29.pdf>
20. Абдрахманов Ф.Х., Волосов Д.Р., Карпузинов С.А. и др. Выбор композиционного материала в тонкостенных конструкциях, работающих при повышенных температурах // *Вестник Концерна ВКО «Алмаз — Антей»*. 2018. № 3. С. 87–97. DOI: 10.38013/2542-0542-2018-3-87-97
21. Матковский Н.О. Определение экстремальных условий температурного и силового нагружения корпуса отсека беспилотного летательного аппарата с применением наружного композитного материала // *Молодежь и будущее авиации и космонавтики: Сб. тр. 12-го Всероссийского межотраслевого молодежного конкурса научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники и технологий (23–27 ноября 2020, Москва)*. — М.: Логотип, 2020. С. 239. URL: <https://mforum.mai.ru/files/MFORUM-2020.pdf>
22. *Авиационные материалы: Справочник: В 9 т. / Под общ. ред. А.Т. Туманова*. — 6-е изд., перераб. и доп. — М.: ОНТИ, 1976. Т. 7. Ч. 1 «Полимерные композиционные материалы». — 391 с.
23. Ермолаев А.Ю., Зувев А.А., Матковский Н.О. Анализ напряженно-деформированного состояния корпуса приборного отсека беспилотного летательного аппарата с применением наружного композиционного материала // *Функциональные наноматериалы и высокочистые вещества: Сб. материалов VIII Международной конференции с элементами научной школы для молодежи (5–9 октября 2020, Суздаль)*. — М.: ИМЕТ РАН, 2020. С. 145–146.

References

1. Shilkin O.V., Kishkin A.A., Zuev A.A., Delkov A.V., Lавров N.A. Passive cooling system designing for a spacecraft onboard complex. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no 2, pp. 96–106. DOI: 10.34759/vst-2021-2-96-106
2. Shilkin O.V., Kolesnikov A.P., Kishkin A.A., Zuev A.A., Delkov A.V. Designing passive thermal control system with a capacity of up to 3 kW by heat pipes and active heating elements for a spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 67–80. DOI: 10.34759/vst-2022-1-67-80
3. Volkov V.N., Gusev A.N., Ivakha V.V. Heat-loaded trajectory selection for durability valuation of aviation guided missile airframe. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 6, pp. 43–48.
4. Guseinov A.B. *Osobennosti razrabotki krylatykh raket (Specifics of the cruise missiles development)*, Moscow, MAI, 2015, 106 p.
5. Komarov I.M., Epishin K.V., Zernyukov D.V. et al. *Innovatika i ekspertiza: nauchnye trudy*, 2017, no. 1(19), pp. 204–214.
6. Ashikhmina E.R., Ageeva T.G., Prosuntsov P.V. *Teplovye protsessy v tekhnike*, 2018, vol. 10, no. 5–6, pp. 266–273.
7. Kolychev A.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 51. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29053>

8. Naved I., Hermann T., McGilvray M. Numerical simulation of transpiration cooling for a high-speed vehicle with substructure. *AIJA Journal*, 2021, vol. 59, no. 8. DOI: 10.2514/1.J059771
9. Gusev A.N., Zaitsev A.V., Ivakha V.V., Yudakov S.V. *Materialy XII Mezhdunarodnogo seminara "Supervychisleniya i matematicheskoe modelirovanie"*, Sarov, RFYaTs-VNIIEF, 2011, pp. 127–134.
10. Gusev S.A., Nikolaev V.N. *Materialy XXII Mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Reshetnevskie chteniya" (12–16 November 2018, Krasnoyarsk)*. Vol. 2, pp. 111–112.
11. Balinova Yu.A., Grashchenkov D.V., Shavnev A.A. et al. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz — Antei"*, 2020, no. 2(33), pp. 83–92. DOI: 10.38013/2542-0542-2020-2-83-92
12. Caywood W.C., Rivello R.M., Weckesser L.B. Tactical missile structures and materials technology. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 1983, vol. 4, no. 3, pp. 166–174. URL: <https://www.jhuapl.edu/Content/techdigest/pdf/V04-N03/04-03-Caywood.pdf>
13. Bi C., Tang G.H., Hu Z.J. Heat conduction modelling in 3-D ordered structures for prediction of aerogel thermal conductivity. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2014, vol. 73, pp. 103–109. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2014.01.058
14. Bo Yuan, Shuqiang Ding, Dongdong Wang, Gang Wang, Hongxia Li. Heat insulation properties of silica aerogel/glass fiber composites fabricated by press forming. *Materials letters*, 2012, vol. 75, pp. 204–206. DOI: 10.1016/j.matlet.2012.01.114
15. Tumanov A.T. (ed.) *Aviatsionnye materialy. Spravochnik V 9 t. T. 8 "Teplozvukoizolyatsionnye, dekorativno-otdelochnye tekstil'nye i lakokrasochnye materialy, silikatnye emali"* (Aviation materials. Handbook. In 9 vols. Vol. 8 "Thermal-sound insulating, decorative and finishing textile and paint materials, silicate enamels"), 6th ed., Moscow, ONTI, 1974. 236 p.
16. Babashov V.G., Varrik N.M., Karaseva T.A. *Trudy VIAM*, 2019, no. 6(78), pp. 32–42. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-6-32-42
17. Babashov V.G., Varrik N.M. *Trudy VIAM*, 2015, no. 1. DOI: 10.18577/2307-6046-2015-0-1-3-3
18. Jin L., Li P., Zhou H. et al. Improving thermal insulation of TC4 using YSZ-based coating and SiO₂ aerogel. *Progress in Natural Science: Materials International*, 2015, vol. 25, no. 2, pp. 141–146. DOI: 10.1016/j.pnsc.2015.03.006
19. Raskutin A.E., Sokolov I.I. *Trudy VIAM*, 2013, no. 4. URL: <http://viam-works.ru/plugins/content/journal/uploads/articles/pdf/29.pdf>
20. Abdrakhmanov F.Kh., Volosov D.R., Karpuzikov S.A. et al. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz — Antei"*, 2018, no. 3, pp. 87–97. DOI: 10.38013/2542-0542-2018-3-87-97
21. Matkovskiy N.O. *Materialy XXII Vserossiiskogo mezhotraslevogo molodezhnogo konkursanauchno-tehnicheskikh rabot i proektov v oblasti aviatsionnoi i raketno-kosmicheskoi tekhniki i tekhnologii "Molodezh' i budushchee aviatsii i kosmonavтики" (23–27 November 2020, Moscow)*, Moscow, Logotip, 2020, p. 239. URL: <https://mforum.mai.ru/files/MFORUM-2020.pdf>
22. Tumanov A.T. (ed.) *Aviatsionnye materialy. Spravochnik v 9 t. T. 7, ch. 1 "Polimernye kompozitsionnye materialy"* (Aviation materials. Handbook. In 9 vols. Vol. 7, part 1 "Polymer composite materials"), 6th ed., Moscow, ONTI, 1976, 391 p.
23. Ermolaev A.Yu., Zuev A.A., Matkovskiy N.O. *Materialy VIII Mezhdunarodnoi konferentsii s elementami nauchnoi shkoly dlya molodezhi "Funktional'nye nanomaterialy i vysokochistye veshchestva" (5–9 October 2020, Suzdal)*, Moscow, IMET RAN, 2020, pp. 145–146.

Статья поступила в редакцию 24.11.2022; одобрена после рецензирования 27.12.2022; принята к публикации 30.12.2022.

The article was submitted on 24.11.2022; approved after reviewing on 27.12.2022; accepted for publication on 30.12.2022.