

УДК 623.1/.7

doi: 10.53816/20753608_2025_3_25

АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ТЕПЛОНАПРЯЖЕННЫХ ОБЪЕКТОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

ANALYSIS OF TECHNOLOGICAL SOLUTIONS FOR HEAT-LOADED AVIATION TECHNOLOGY OBJECTS

По представлению академика РАН Е.Ф. Харченко

Н.О. Матковский^{1,2}, В.В. Тишков²

¹Гос МКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова, ²Московский авиационный институт

N.O. Matkovskiy, V.V. Tishkov

В статье проанализирована совокупность конструктивно-технологических решений по обеспечению теплонапряженного и теплозащитного уровней объекта авиационной техники (ОАТ) и определен научно-методический подход по обеспечению сниженного уровня теплового состояния отсека бортовой радиоэлектронной аппаратуры (БРЭО) в условиях воздействия аэродинамического нагрева. Осуществлен анализ случая нагружения силовой схемы планера. По результатам исследований сформирован рациональный теплозащитный облик теплонапряженного отсека ОАТ, удовлетворяющий требованиям по стойкости к тепловым и силовым воздействиям.

Ключевые слова: объект авиационной техники, аэродинамический нагрев, тепловая защита, кремнийоксидный аэрогель, композиционный материал, титановый сплав, интерметаллид титана.

The article analyzes a set of design and technological solutions to ensure the heat-loaded and heat-protective levels of an aviation technology object and defines a scientific and methodological approach to ensure a reduced level of thermal condition of the aviation hardware under the influence of aerodynamic heating, and analyzes the case of airframe loading. Based on the research results, a rational thermal protection appearance of a heat-loaded object has been formed, meeting the requirements for resistance to thermal and force influences.

Keywords: object of aviation technology, aerodynamic heating, thermal protection, silica aerogel, composite material, titanium alloy, intermetallic alloy.

Введение

Развитие авиационных систем вероятного противника приводит к необходимости совершенствования отечественных средств противодействия за счет непрерывного совершенствования тактико-технических характеристик вновь проектируемых или модернизируемых ОАТ, что

порождает совокупность задач, требующих оптимального решения: новых конструктивных идей, обновленных научно-методических подходов к анализу сложных технических систем, внедрения принципиально новых материалов и технологических процессов.

Воздействие аэродинамического нагрева, инерционных и аэродинамических нагрузок на

конструкцию ОАТ приводит к снижению теплофизических и физико-механических свойств конструкционного материала. При росте температуры корпуса и неравномерности прогрева наветренной и подветренной сторон ОАТ возникают напряжения, порождающие деформации, увеличение лобового сопротивления, дополнительный аэродинамический нагрев и колебания системы.

При решении задачи снижения уровня температуры ОАТ возникает необходимость в исследовании конструкционных и теплозащитных материалов, применяемых на производстве и разработке научно-методического подхода, увязывающего материалы и факторы, обеспечивающие требуемый уровень теплонапряженного состояния ОАТ.

В статье формируются математические модели и исследуются факторы, оказывающие наибольшее влияние на тепловое состояние аппаратуры ОАТ в условиях воздействия аэродинамического нагрева, предлагается комплексный подход по определению комбинаций композиционных материалов (КМ), применяемых в качестве теплозащитных покрытий (ТЗП), и синтезируется тепловая защита отсека высоконагруженного ОАТ.

Обзор исследований в части обеспечения теплонапряженного состояния ОАТ

Тенденция развития авиационных систем показывает [1], что в настоящее время мировые технологические центры (США, Китай, ЕС) проводят широкий спектр работ по проектированию ОАТ, способных совершать атмосферный полет со скоростями 5–22 М. Ожидается, что температура на их поверхности будет достигать 1930 °С.

В [2] отмечается, что внутреннее оборудование ОАТ способно воспринимать температуру до 150 °С, однако существует достаточное количество элементов, теряющих работоспособность при существенно меньших значениях. Поэтому при математическом моделировании аэродинамического нагрева приходится учитывать отдельные компоненты аппаратуры, вплоть до небольших элементов электросхем.

В [3] получены зависимости температур нагрева элементов от скорости полета объекта, составляющие от 500 до 1100 °С для его внешней

обшивки при числах Маха от 5 до 8, а также от 600 до 1200 °С для обтекателя на аналогичных скоростях полета. Температура отдельных конструктивных элементов при полете на скоростях 5–6 М может достигать 530–750 °С, а на скоростях 7–8 М, 720–1200 °С. Для таких высоких температур необходимым является сохранение работоспособности аппаратуры внутри отсеков. Для носка фюзеляжа и передних кромок крыла, работающих при температуре 800–1000 °С, может быть разработан КМ на основе многокомпонентных (углеродных и керамических) структур с повышенным уровнем жаростойкости и низкой удельной плотностью. Теплоизоляция бортовой аппаратуры может быть разработана на основе тугоплавких волокон с рабочей температурой до 1000 °С.

В [4] исследован нанопористый материал с низкой теплопроводностью и высокой пористостью — аэрогель. Материал имеет сложную структуру с трехмерным сетчатым каркасом, состоящим из взаимосвязанных сферических наночастиц, что затрудняет передачу тепла при температурах до 2000 °С. В [5, 6] приведена сравнительная характеристика гибкого уплотнительного материала на основе оксида алюминия с зарубежными аналогами. Отмечается, что материал, разработанный Всероссийским научно-исследовательским институтом авиационных материалов (ВИАМ) не уступает по свойствам зарубежной продукции аналогичного назначения, а по ряду показателей превосходит их. В [7] приведен обзор характеристик теплоизоляционных материалов типа кремнийоксидного аэрогеля SiO₂-аэрогель. Проведены экспериментальные исследования по определению коэффициентов теплопроводности аэрогеля. Определено среднее значение коэффициента теплопроводности кремнийоксидного аэрогеля-Insuflex — на уровне 0,0185 Вт/м·К в диапазоне температур от 17 до 43 °С.

Совокупность приведенных исследований позволяет обобщить сведения по теплофизическим характеристикам теплозащитного материала на основе аэрогеля, необходимых для моделирования теплового состояния аппаратуры ОАТ в условиях воздействия аэродинамического нагрева, с целью дальнейшего определения и совершенствования его конструктивного облика. Характеристики материала приведены на рис. 1.

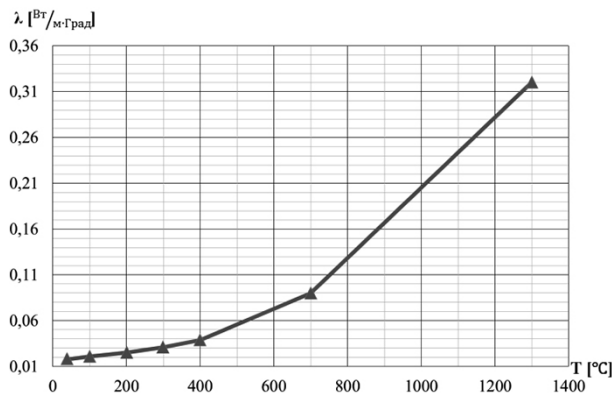


Рис. 1. Коэффициенты теплопроводности кремнийоксидного аэрогеля, $\rho = 80\text{--}300 \text{ кг/м}^3$

Одним из способов снижения температурного воздействия на корпус ОАТ является ламинаризация пограничного слоя. При ламинарном пограничном слое коэффициент теплоотдачи в несколько раз меньше, чем при турбулентном, поэтому аэродинамический нагрев происходит с меньшей интенсивностью. Ламинаризовать пограничный слой возможно за счет высокого качества поверхности обшивки. Однако производство таких корпусов технически трудновыполнимая задача ввиду наличия выступов, лючков, волнистости поверхности корпуса и т.п.

Решением проблемы воздействия высоких температур на корпус является замена титанового сплава, зарекомендовавшего себя в промышленности, но имеющего существенные ограничения по уровням рабочих температур, на новый тип «супер-сплавов» — интерметаллид титана. В [8] приведен сравнительный анализ развития жаропрочных титановых сплавов и приведена классификация интерметаллидов: α_2 -сплавы, орто-сплавы и γ -сплавы. Согласно исследованию, интерметаллиды Ti_3Al , Ti_2NbAl , TiAl обладают преимуществом в рабочей температуре перед такими титановыми сплавами, как ВТ25, ВТ18У, ВТ25У, ВТ36. Исследование показывает, что рабочая температура интерметаллидов варьируется от 650 до 850 °С. При температуре испытаний 800 °С предел прочности отливок из интерметаллидного титанового гамма-сплава составил $\sigma_b = 515 \text{ МПа}$ [9]. Вызывают интерес результаты испытаний сплавов TiAl на длительную прочность, проведенные согласно [10]. Материалы отличаются своими низкими показателями остаточных удлинений после испытаний и воздей-

ствия высоких температур свыше 700 °С. В [11] отмечено, что сплавы на основе соединения Al_2Ti обладают низкой плотностью, высокой удельной прочностью при температурах до 950 °С. Отмечена высокая прочность при сжатии и стойкость к окислению при высоких температурах. В [12] приведены сравнительные характеристики листов из сплавов марок 7115, ВТИ-1 и ВТИ-4. Материалы обладают высоким пределом прочности при температуре 700 °С, $\sigma^{100} = 350 \text{ МПа}$ при температуре 800 °С. В [13] проведено подробное исследование процентного содержания алюминия в интерметаллидах TiAl различных фаз по отношению к общей массе. При температурах порядка 750–900 °С по своим механическим характеристикам сплавы на основе γ -фазы обладают существенным преимуществом, поэтому, на основании приведенных в исследованиях классификаций, выбран данный тип интерметаллида TiAl для дальнейшего анализа корпуса приборного отсека ОАТ. Физико-механические свойства TiAl -сплавов могут обладать пределом прочности 720–600 МПа на интервале температур от 400 °С до 800 °С при $\rho = 4000 \text{ кг/м}^3$. При нагрузке более 750 МПа в сочетании с температурой 800 °С деформация «растяжение-нагрузка» сплава достигла 4 %. Испытания в циклических окислительных тестах в диапазоне температур от 800 °С до 1000 °С показали, что содержание в сплаве тантала существенно улучшает антикоррозионную устойчивость интерметаллидов, повышая возможную эксплуатационную температуру до 1000 °С [14]. В [15] приведены сравнительные характеристики интерметаллидных сплавов. Сплавы TiAl обладают длительной прочностью $\sigma^{100} = 250/190 \text{ МПа}$ (100 ч) при температуре 800 °С и пределом прочности $\sigma_b = 500\text{--}450 \text{ МПа}$, рекомендованы для изготовления деталей, длительно работающих при температуре от 20 °С до 750 °С и кратковременно при 800 °С.

Результаты обзора доступных источников позволяют обобщить сведения по физико-механическим свойствам интерметаллида TiAl (рис. 2).

С учетом данных, представленных на рис. 2 видно, что интерметаллид TiAl обладает существенным преимуществом по своим характеристикам при высоких температурах, однако важным фактором, определяющим прочность

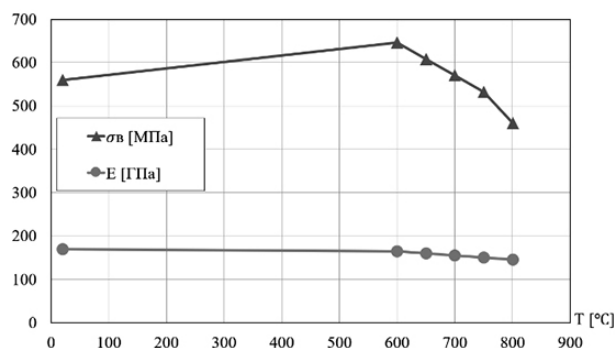


Рис. 2. Зависимость предела прочности интерметаллида $\sigma_b(T)$ и модуля упругости $E(T)$ от температуры, $\rho = 4100 \text{ кг/м}^3$

корпуса ОАТ, является параметр секундной прочности. Данная зависимость для интерметаллидов отсутствует, однако в [8–15] указывается, что материал обладает существенным преимуществом по параметру длительной прочности с учетом высокой температуры. Например, длительная прочность TiAl γ -фазы при действии температуры 800°C в течение 100 ч составляет 250 МПа, что свидетельствует о его преимуществах по секундной прочности.

Данные по температурному состоянию корпуса ОАТ, полученные в ходе выполнения [16], подтверждают целесообразность и эффективность применения интерметаллидных сплавов в качестве силовой конструкции планера. Результаты коэффициентов запасов по прочности и устойчивости от физико-механических характеристик интерметаллидных сплавов на реализуемом интервале температур показали $\eta_\sigma > 1$, $\eta_E > 1$.

Обеспечение тепловой защиты ОАТ в атмосфере возможно с использованием внешних теплозащитных материалов, покрывающих силовую конструкцию планера. Такие материалы нашли широкое применение в тепловой защите спускаемых космических аппаратах за счет процесса абляции — способности в выделении значительного количества тепла, сопровождающегося эффективной блокировкой теплового потока внутрь объекта при последующем разрушении своей структуры.

Важным фактором при проектировании системы тепловой защиты является масса ОАТ. Материалы, применяемые в конструкции не должны утяжелять ее и должны обладать высокой технологичностью. ТЗП не должно под-

вергаться разрушению при случайных механических воздействиях и вибрациях. Важнейшим свойством является высокая удельная прочность в условиях интенсивного аэродинамического нагрева, материал не должен разрушиться под действием температурного расширения силовой конструкции ОАТ.

Введение внешнего ТЗП приводит не только к снижению температурного режима внутри отсека, позволяя реализовать рабочий температурный диапазон, но и снижает температуру планера, позволяя уменьшить его толщину без потери прочностных характеристик. Однако использование внешнего ТЗП требует не только расчета распределения температуры по конструкции, но и определения поля деформации как от температурных нагрузок, так и совместного действия температуры и внешнего нагружения.

Примером внешнего ТЗП может служить материал теплозащитный ВТЗ-1 [17] трехкомпонентной композиции, состоящей из пасты ВТЗ, наполнителей и катализаторов отверждения. Материал обладает плотностью $\approx 600 \text{ кг/м}^3$, коэффициентом теплопроводности $\approx 0,2 \text{ Вт/м}\cdot\text{K}$, применим для тепловой защиты внешних поверхностей теплонагруженных узлов при температуре от -60 до $+500^\circ\text{C}$ с общим ресурсом 40 ч или при 600°C в течение 30 мин, или одноразового теплового потока при температуре $1300\text{--}1400^\circ\text{C}$ в течение 60 с.

Шпатлевка теплозащитная ВШ-27Ф двухкомпонентной системы, состоящей из пастообразного полуфабриката и катализатора отверждения. Шпатлевка наносится слоями от 1,5 до 2 мм. Плотность материала $\approx 750 \text{ кг/м}^3$, а коэффициент теплопроводности $\approx 0,22 \text{ Вт/м}\cdot\text{K}$. Покрытие коррозионно-пассивно по отношению к алюминиевым сплавам, сталям, титановым и магниевым сплавам, защищенным лакокрасочным покрытием.

Результаты исследований и термического анализа [18] теплофизических свойств стеклопластика показали, что деструкция материала начинается при температуре 256°C , при этом активная фаза разложения наблюдается уже при температуре 308°C . Деструкция проходит в две стадии, первая из которых заканчивается при температуре 424°C , а вторая — при температуре 718°C . Потери массы материала для первой стадии и суммарная составляют 16 и 35 %. Теплопроводность

материала до выжигания связующего варьировалась от 0,4 до 0,5 Вт/м·К до 200 °С и от 0,15 до 0,4 Вт/м·К до 800 °С после выжигания связующего. При этом авторы отмечают, что плотность материала при деструкции почти не изменяется и составляет 1910 и 1870 кг/м³ в исходном состоянии и после выжигания связующего.

Модели функционирования высоконагруженного ОАТ

Рассматривая ОАТ (рис. 3) как систему, находящуюся в поле внешних воздействий, обозначим факторы воздействия на систему, параметры, отличающие систему от подобных и ее реакции на внешние воздействия.

Математическая модель функционирования системы запишется в следующем виде.

1. Модель параметров системы:

$$\begin{cases} F_1 = \Phi(D(x), L(x), \delta(x)); \\ F_2 = \Phi(C(T, t), \lambda(T, t), \rho(T, t), \varepsilon(T, t)); \\ F_3 = \Phi(\sigma_b(T), \sigma''(T, t), E(T, t)); \\ F_4 = \Phi(V(t), H(t), \alpha_0(t)), \end{cases}$$

где F_1 — модель облика системы; F_2 — теплофизическая модель конструкционного материала; F_3 — физико-механическая модель конструкционного материала; F_4 — модель траекторного функционирования системы;

$D(x)$ — диаметр сечения на расстоянии x от носка ОАТ; $L(x)$ — длина ОАТ на расстоянии x от носка; $\delta(x)$ — толщина конструкционного материала на расстоянии x от носка;

$C(T, t)$ — зависимость удельной теплоемкости конструкционного материала от температу-

ры нагрева; $\lambda(T, t)$ — зависимость коэффициента теплопроводности конструкционного материала от температуры нагрева; $\rho(T, t)$ — зависимость плотности конструкционного материала от температуры нагрева; $\varepsilon(T, t)$ — зависимость степени черноты поверхности материала от температуры нагрева;

$\sigma_b(T, t)$ — зависимость предела прочности материала от температуры нагрева; $\sigma''(T, t)$ — секундная прочность материала; $E(T, t)$ — модуль упругости материала; $V(t)$ — изменение скорости работы ОАТ; $H(t)$ — изменение высоты работы ОАТ; $\alpha_0(t)$ — изменение угла атаки ОАТ.

2. Модель внешних воздействующих факторов:

$$\begin{cases} F_5 = \Phi\left(\begin{matrix} T_{ст}(H, t), P_{ст}(H, t), T_0(t), \\ P_0(t), M(t), C_p(t) \end{matrix}\right); \\ F_6 = \Phi(Y(x_y, t), G(x_g, t)), \end{cases}$$

где F_5 — модель параметров потока, F_6 — модель нагружения системы;

$T_{ст}(H, t)$ — статическая температура среды; $P_{ст}(H, t)$ — статическое давление среды; $T_0(t)$ — температура торможения; $P_0(t)$ — давление торможения; $M(t)$ — число Маха; $C_p(t)$ — теплоемкость газа; $Y(x_y, t)$ — изменение аэродинамической нагрузки в точке ее приложения; $G(x_g, t)$ — изменение инерционной нагрузки в точке ее приложения.

3. Модель отклика системы на внешние возмущения:

$$\begin{cases} \{T_E(x, t), \alpha(x, t)\} = \Phi(F_1, F_4, F_5); \\ T(x, \delta, t) = \Phi(T_E(x, t), \alpha(x, t), F_2), \end{cases}$$

где $T_E(x, t)$ — температура восстановления на поверхности ОАТ, $\alpha(x, t)$ — коэффициент теплоотдачи на поверхности ОАТ.

4. Математическая модель функционирования системы запишется в следующем виде:

$$\begin{cases} M_{изг}(x, t) = \Phi(F_6); \\ \sigma_d(x, t) = \Phi(M_{изг}(x, t), F_1); \\ \sigma_{кр}(x, t) = \Phi(T(x, \delta, t), M_{изг}(x, t), F_3); \\ \eta_\sigma = \Phi(\sigma_d(x, t), F_3); \\ \eta_E = \Phi(\sigma_{кр}(x, t), F_3), \end{cases}$$

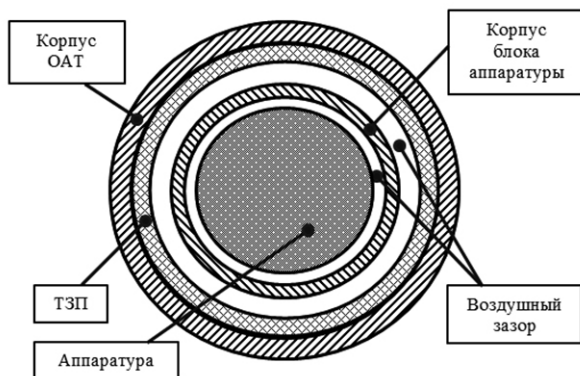


Рис. 3. Схематическое изображение рассматриваемого ОАТ

где $M_{изг}(x, t)$ — изгибающий момент; $\sigma_d(x, t)$ — действующее напряжение; $\sigma_{кр}(x, t)$ — критическое напряжение; η_σ — коэффициент запаса прочности; η_E — коэффициент запаса устойчивости.

Преобразуя математические модели функционирования системы, решение задачи определения температурного состояния корпуса ОАТ проводилось методом конечных объемов в нестационарной постановке.

Формирование теплонагруженного ОАТ

Результаты численного моделирования расчетных случаев нагружения корпусов ОАТ с учетом воздействия аэродинамического нагрева на планер показали, что наиболее эффективным методом обеспечения требуемых запасов прочности и устойчивости является применение наружного ТЗП, способствующего снижению температурного уровня силовой конструкции корпуса. Анализ конструкционных материалов показал, что титановый сплав ВТ20 обладает преимуществом при работе в условиях воздействия аэродинамического нагрева, при котором длительная температура корпуса не превышает 600 °С, а применение интерметаллида, напротив, обладает существенным преимуществом в прочности и устойчивости на температурах от 700 до 900 °С, обладая большим значением предела прочности на данных температурах и меньшей прочностью на интервале температур от 20 до 500 °С. Однако при учете влияния температурных напряжений коэффициент запаса

са по прочности интерметаллида TiAl несколько снижается за счет большего значения модуля упругости, влияющего на величину общих действующих напряжений.

Данные по физико-механическим характеристикам конструкционных материалов корпуса ОАТ и их величины при реализуемых температурах аэродинамического нагрева показаны на рис. 4–11.

Таким образом, проведенные расчеты, моделирование теплового и теплонагруженного состояния показали, что наиболее эффективным сочетанием конструкционных и теплозащитных материалов при проектировании современных ОАТ являются интерметаллиды типа TiAl, обладающие повышенным значением прочности, обеспечивающим продолжительный высоконагруженный полет в условиях интенсивного воздействия аэродинамического нагрева, а также теплозащитные покрытия на основе аэрогеля типа SiO₂-аэрогель, способные сохранять эффективную работоспособность при высоких температурах, вплоть до 1000 °С. Применение титановых сплавов типа ВТ20 также эффективно, однако при ограниченных температурных значениях, до 600 °С, преодоление которых приводит к уменьшению секундной прочности материала корпуса ОАТ, появлению деформаций или разрушению. Эффективным способом снижения температурного уровня корпуса показало использование внешнего теплозащитного покрытия типа пасты ВТЗ-1 или стеклопластика, которые позволили снизить температурное состояние силового корпуса и, как следствие, повысить

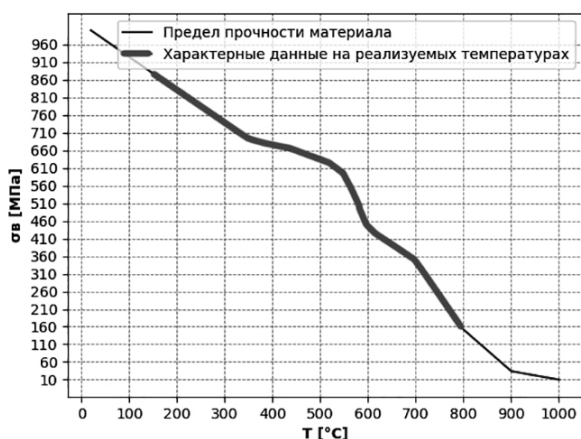


Рис. 4. График изменения предела прочности материала ВТ20 от температуры

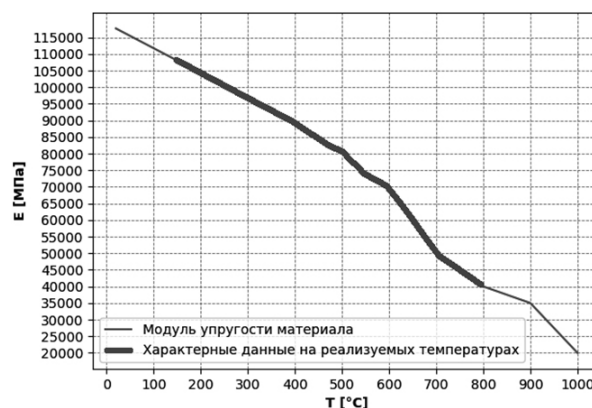


Рис. 5. График изменения модуля упругости материала ВТ20 от температуры

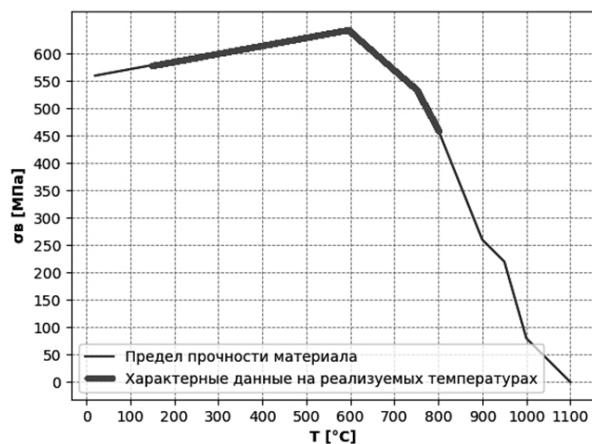


Рис. 6. График изменения предела прочности материала TiAl от температуры

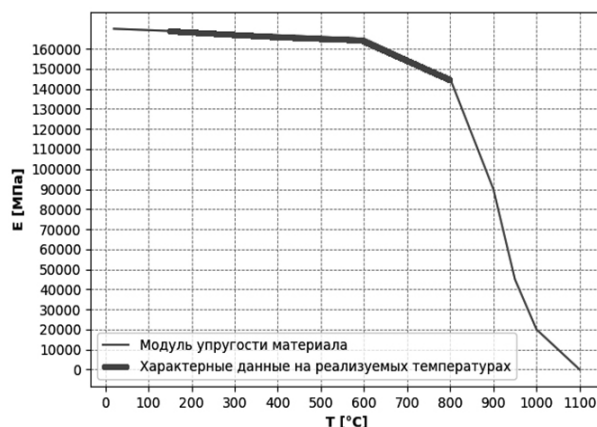


Рис. 7. График изменения модуля упругости материала TiAl от температуры

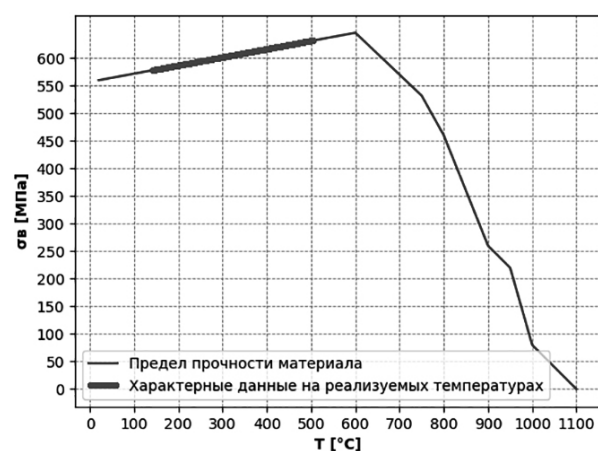


Рис. 8. График изменения предела прочности материала VT20 от температуры при наличии наружного ТЗП

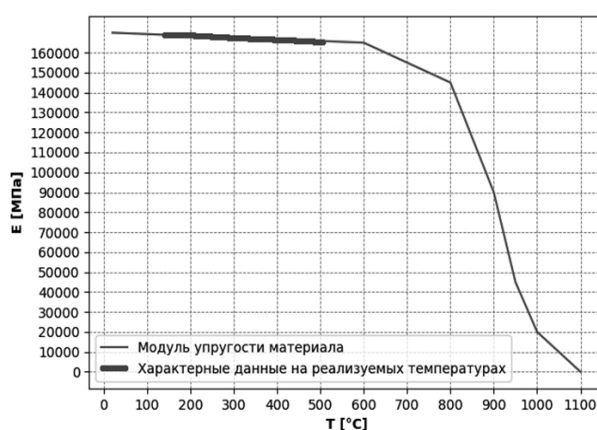


Рис. 9. График изменения модуля упругости материала VT20 от температуры при наличии наружного ТЗП

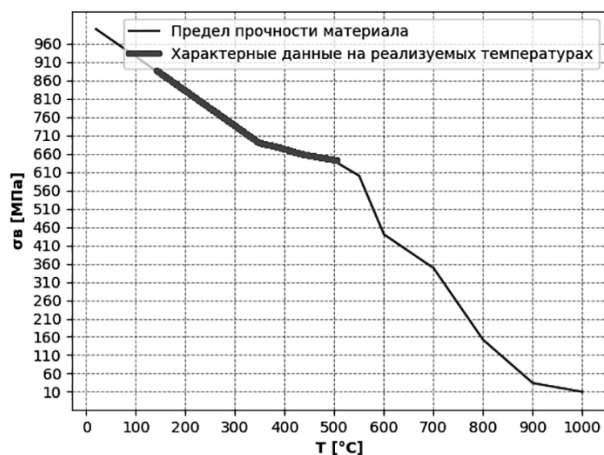


Рис. 10. График изменения предела прочности материала TiAl от температуры при наличии наружного ТЗП

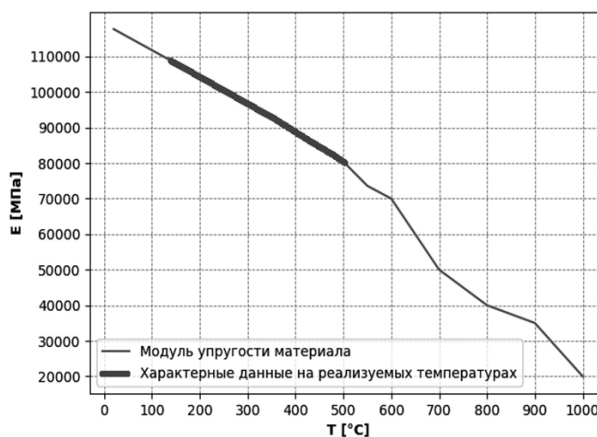


Рис. 11. График изменения модуля упругости материала TiAl от температуры при наличии наружного ТЗП

его прочность, а также обеспечить тепловое состояние БРЭО в отсеке ОАТ.

Результаты расчетов на прочность представлены на рис. 12 и 13.

Внутреннее ТЗП типа «SiO₂ — аэрогель» позволило снизить температуру корпуса аппаратуры на 20% к концу участка автономной работы, а применение наружного ТЗП с

учетом внутреннего ТЗП снизило температуру корпуса на ~55%. Общее снижение температуры массогабаритного макета аппаратуры после замены внутреннего ТЗП типа «АТМ-6» на внешнее ТЗП типа «ВТЗ-1» и внутреннее ТЗП типа «SiO₂ — аэрогель» составило более 20% °С к концу автономной работы (рис. 14, 15).

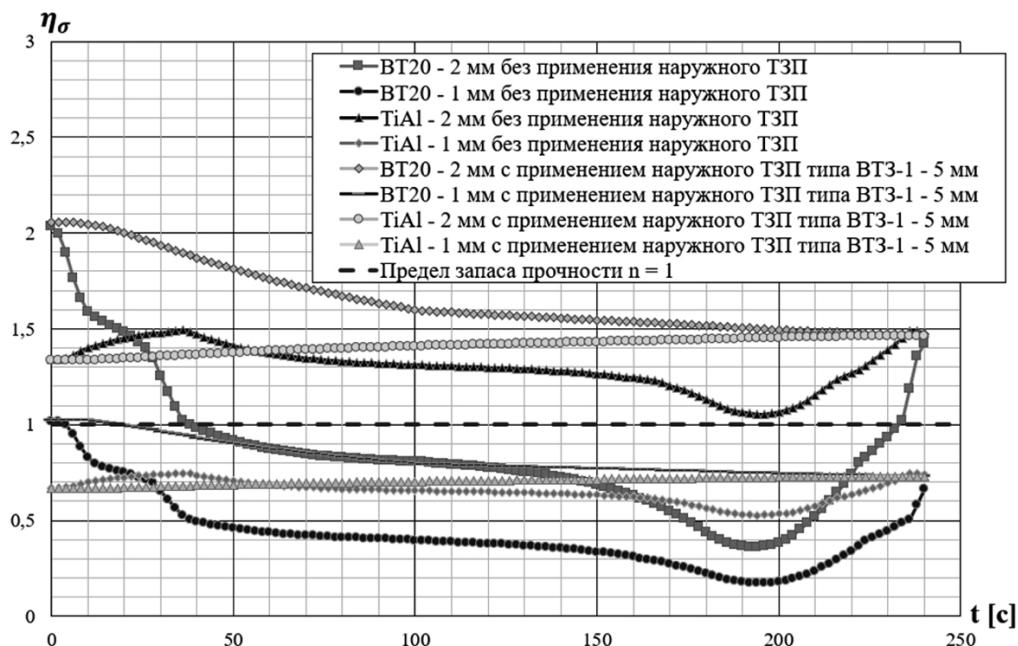


Рис. 12. Графики изменения коэффициентов запаса по прочности для вариантов исполнения конструктивно-силовых схем при воздействии изгибающего момента от инерционных сил

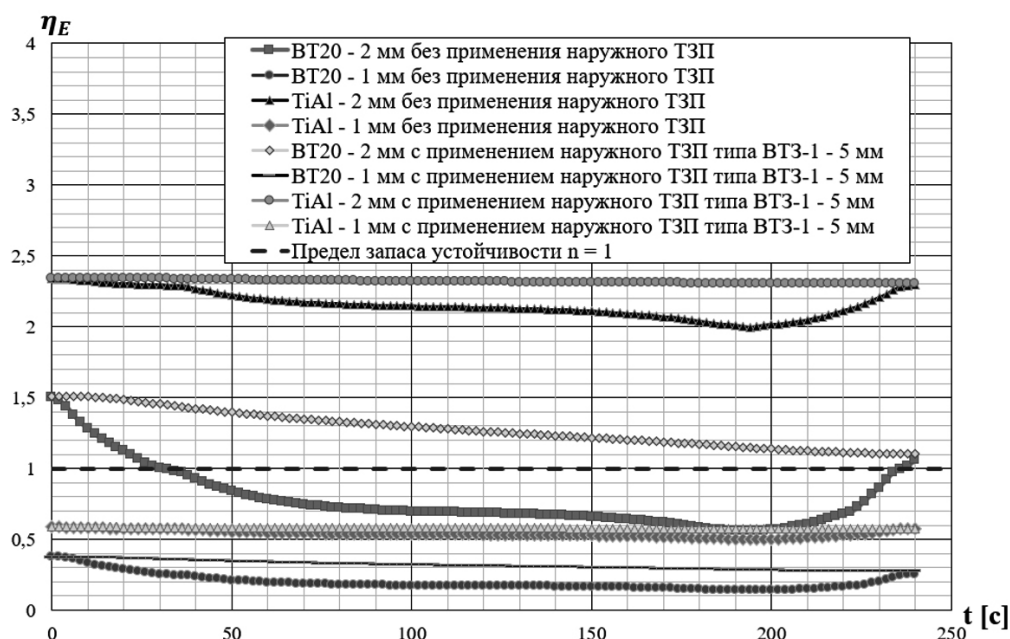


Рис. 13. Графики изменения коэффициентов запаса прочности по устойчивости для вариантов исполнения конструктивно-силовых схем при воздействии изгибающего момента от инерционных сил

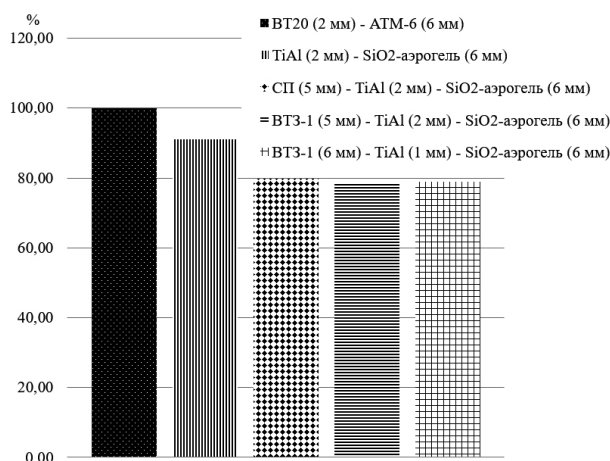


Рис. 14. Диаграмма изменения температур аппаратурного блока конструктивных схем ОАТ относительно исходного BT20 (2 мм) — ATM-6 (6 мм), %

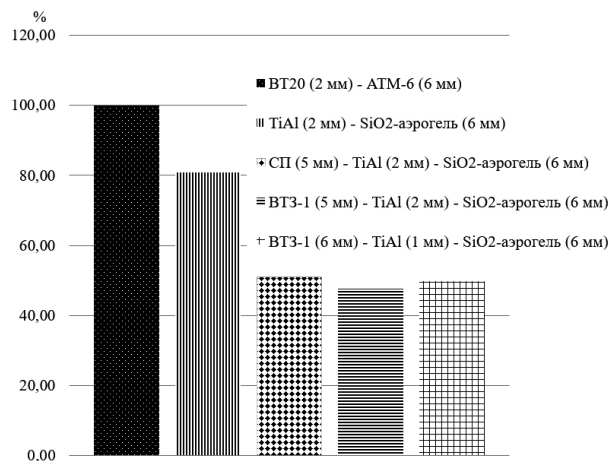


Рис. 15. Диаграмма изменения температур корпуса аппаратурного блока конструктивных схем ОАТ относительно исходного BT20 (2 мм) — ATM-6 (6 мм), %

Заключение

Исследован комплекс теплозащитных материалов на основе кремнийоксидного аэрогеля в условиях воздействия аэродинамического нагрева, применяемого для тепловой защиты внутренних агрегатов бортовой аппаратуры ОАТ. Установлено, что применение материала SiO₂-аэрогель толщиной 6 мм способно снизить температуру корпуса БРЭО.

Исследован комплекс металлических материалов на основе интерметаллида титана типа TiAl и титановый сплав BT20 в условиях воздействия аэродинамических, инерционных нагрузок и аэродинамического нагрева при высокоскоростном полете, применяемых в качестве силовой конструкции корпуса ОАТ. Установлено, что корпус отсека ОАТ, выполненный из материала TiAl, способен обеспечить требуемые запасы по прочности и устойчивости.

Исследован комплекс полимерных теплозащитных материалов в условиях интенсивного воздействия аэродинамического нагрева при высокоскоростном полете, применяемых для тепловой защиты силового корпуса и аппаратуры ОАТ. Трехкомпонентная композиция, состоящая из пасты BT3, наполнителей и катализаторов отверждения, применяемая в качестве внешнего ТЗП корпуса отсека в сочетании с внутренним ТЗП из кремнийоксидного аэрогеля позволила существенно снизить температуру корпуса БРЭО.

С использованием полученных результатов анализа конструктивно-технологических решений создана рациональная теплозащитная и конструктивно-силовая схемы аппаратурного отсека ОАТ. Определены необходимые теплофизические и физико-механические свойства конструкционных материалов ОАТ.

Список источников

1. 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.
2. 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: Труды XII Международного семинара 11–15 октября 2010 г.; под ред. Р.М. Шагалиева. Саров: Российский федеральный ядерный центр ВНИИЭФ, 2011. С. 127–134.
3. Гусейнов А.Б. Особенности разработки крылатых ракет: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2015. 106 с.
4. Bi C., Tang G.H., Hu Z.J. Heat conduction modeling in 3-D ordered structures for prediction of aerogel thermal conductivity // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2014.

Volume 73. Pp. 103–109. <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2014.01.058>

5. Бабашов В.Г., Варрик Н.М., Карасева Т.А. Применение аэрогелей для создания теплоизоляционных материалов (обзор) // Труды ВИАМ. 2019. № 6 (78). С. 32–42.

6. Бабашов В.Г., Варрик Н.М. Высокотемпературный гибкий волокнистый теплоизоляционный материал // Труды ВИАМ. 2015. № 1. С. 8–10.

7. Байков И.Р., Смородова О.В., Трофимов А.Ю., Кузнецова Е.В. Экспериментальное исследование теплоизоляционных наноматериалов на основе аэрогелей // Нанотехнологии в строительстве: научный интернет-журнал. 2019. Т. 11, № 4. С. 462–477.

8. Польшкин И.С., Гребенюк О.Н., Саленков В.С. Интерметаллиды на основе титана // Технология легких сплавов. 2010. № 2. С. 5–15.

9. Антипов В.В., Ночовная Н.А., Кочетков А.С. и др. Влияние технологических параметров литья на качество фасонных отливок из нового жаропрочного сплава на основе TiAl // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 3. С. 220–228.

10. Имаев В.М., Имаев Р.М., Гайсин Р.А. и др. Жаропрочные интерметаллидные сплавы и композиты на основе титана: микроструктура, механические свойства и возможное применение // Физика и механика материалов. 2017. Т. 33, № 1. С. 80–96.

11. Трапезников А.В., Иванов В.И., Прохорчук Е.А., Решетников Ю.В. Перспективные интерметаллидные Al_2Ti сплавы для изготовления деталей литейными методами (обзор) // Труды ВИАМ. 2021. № 5 (99). С. 23–38.

12. Дзунович Д.А., Алексеев Е.Б., Панин П.В. и др. Структура и свойства листовых

полуфабрикатов из деформируемых интерметаллидных титановых сплавов разных классов // Авиационные материалы и технологии. 2018. № 2 (51). С. 17–25.

13. Kosova N., Sachkov V., Kurzina I. et al. The preparation of the Ti-Al alloys based on intermetallic phases // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering: 2, Belokuriha, Altay. P. 012039.

14. Картавых А.В., Калошкин С.Д., Чердынцев В.В. и др. Применение микроструктурированных интерметаллидов в турбостроении. Часть II: Проблемы разработки жаропрочных сплавов на основе TiAl // Материаловедение. 2012. № 6. С. 3–13.

15. Иванов В.И., Ясинский К.К. Эффективность применения жаропрочных сплавов на основе интерметаллидов Ti_3Al и TiAl для работы при температурах 600–800 °С в авиакосмической технике // Технология легких сплавов. 1996. № 3. С. 7–12.

16. Матковский Н.О., Тишков В.В., Ермолаев А.Ю. Анализ применения интерметаллидов в качестве высоконагруженного корпуса приборного отсека летательного аппарата // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2024. № 2 (132). С. 118–124.

17. Авиационные материалы. Справочник в 9 т. / Под общ. ред. засл. деят. науки и техники РСФСР, чл.-корр. АН СССР А.Т. Туманова. Т. 8: Теплозвукоизоляционные, декоративно-отделочные текстильные и лакокрасочные материалы, силикатные эмали. М.: ОНТИ, 1974. 236 с.

18. Баринов Д.Я., Шорстов С.Ю., Размахов М.Г., Гуляев А.И. Исследование теплофизических характеристик теплозащитного материала на основе стеклопластика при его деструкции // Авиационные материалы и технологии. 2021. № 4 (65). С. 91–97.