

УДК: 623.1/7

DOI: 10.53816/20753608_2024_2_118

**АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ ИНТЕРМЕТАЛЛИДОВ В КАЧЕСТВЕ
ВЫСОКОНАГРУЖЕННОГО КОРПУСА ПРИБОРНОГО ОТСЕКА
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

**ANALYSIS OF INTERMETALLIDES AS A HIGHLY LOADED AIRFRAME
OF THE AIRCRAFT HARDWARE COMPARTMENT**

По представлению чл.-корр. РАРАН В.А. Нестерова

Н.О. Матковский^{1,2}, В.В. Тишков², А.Ю. Ермолаев^{1,2}

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

N.O. Matkovskiy, V.V. Tishkov, A.Yu. Ermolaev

Рассмотрена проблема прочности корпуса летательного аппарата (ЛА) при воздействии высоких температур. Предложены варианты замены титанового сплава VT20 на интерметаллид на основе титана TiAl. Проведен обзор современных научно-технических источников о свойствах сплавов. Проведены расчет температурного состояния корпуса ЛА и численное моделирование расчетного случая нагружения корпуса. Отмечены преимущества прочностных характеристик интерметаллидов и перспективы их применения при высоких температурных уровнях нагрева ЛА.

Ключевые слова: аэродинамический нагрев летательного аппарата, численное моделирование нагружения, корпус летательного аппарата из интерметаллида на основе титана, жаропрочные интерметаллидные сплавы, титановые сплавы.

The problem of airframe high temperatures under aerodynamic heating is observed. Options replacing the titanium alloy VT20 with intermetallides based on titanium are proposed. A review of modern scientific and technical sources on the properties of alloys is carried out. The calculation of the temperature state of the aircraft body and numerical modeling of airframe loading are done. The advantages of the strength characteristics of the type of alloys and the prospects for their using as the airframe at high temperature levels of aircraft heating are noted.

Keywords: aircraft aerodynamic heating, numerical modeling of loading, intermetallic airframe based on titanium alloy, high-temperature resistant intermetallic alloys.

Введение

Проектирование современного летательного аппарата (ЛА) требует новых конструктивных решений, внедрения принципиально новых материалов и технологических процессов. Воздействие интенсивного аэродинамического нагрева, инерционных и аэродинамических нагрузок на силовую конструкцию ЛА приводит к снижению

физико-механических свойств конструкционного материала, появлению деформации, вызванной ползучестью, потере устойчивости формы, изменению жесткости конструкции. При повышении температуры корпуса ЛА возникают напряжения, приводящие к изгибу за счет неравномерности прогрева наветренной и подветренной сторон ЛА. Перечисленные факторы приводят к росту лобового сопротивления и турбулизации

набегающего потока, способствуя еще больше аэродинамическому нагреву и колебаниям в системе.

Постановка задачи

В качестве объекта исследования выбран аппаратный отсек ЛА, температурные показатели которого напрямую связаны со скоростью, поэтому среди задач проектирования выбрана задача исследования температурного уровня силовой части отсека с бортовой аппаратурой. В [1] 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 воздействия температурного нагружения конструкции планера. В [2] приведена зависимость температур нагрева элементов от скорости полета, согласно которым температура обшивки на исследуемых скоростях полета может достигать 700–900 °С.

Моделирование аэродинамического нагрева ЛА показало, что температура корпуса отсека толщиной 2 мм, изготовленного из титанового сплава ВТ20, достигает значений выше 700 °С на существенном для выбранного типа ЛА временном участке. Воздействие такого температурного уровня на корпус приведет к потере его несущей способности [3].

Одним из способов снижения температурного воздействия на корпус ЛА 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 несколькими способами.

1. За счет высокого качества поверхности обшивки, что позволит уменьшить вероятность турбулизации потока. Однако производство таких корпусов — трудновыполнимая задача ввиду наличия выступов, лючков, волнистости поверхности корпуса, соединительных элементов, разъемов, антенн и т.д.

2. За счет охлаждения внешней поверхности ЛА. В [4] приведено исследование «активной» тепловой защиты ЛА, основанной на процес-

се термоэлектрической эмиссии. Утверждается, что при температуре нагреваемой части корпуса ЛА от 1500 К до 2000 К обеспечивается снижение температуры материала нагреваемой части корпуса ЛА на 400–700 К. Перспективным методом снижения температуры корпуса является испарительное охлаждение за счет впрыска охлаждающей жидкости в пограничный слой. В [5] приведены подробные математические модели функционирования различных систем охлаждения элементов конструкции ЛА. Исследованы летно-технические характеристики высокоскоростного ЛА X-51A Waverider (США), приведены оценки тепловых полей планера и параметров теплообмена в расчетных точках корпуса. Согласно приведенным данным, значение температуры поверхности на участке пикирования ($t = 561$ с) составило 1000–1600 К. Подробно описываются системы активного охлаждения планера, необходимые для данного уровня температурного нагрева: системы охлаждения с жидким теплоносителем и системы пленочного охлаждения. С использованием критерия «потребная масса систем охлаждения для обеспечения требуемой температуры» показано, что для принятых условий функционирования анализируемых систем охлаждения целесообразно использовать систему пленочного охлаждения, масса которой на 30 % ниже.

Таким образом, эффективность активной тепловой защиты неоспорима, однако использование оборудования подобных систем имеет ряд существенных недостатков:

1. Дополнительная массовая нагрузка на систему ЛА;
2. Необходимость в проработке размещения данного оборудования в отсеках ЛА, содержащих микроэлектронные элементы аппаратуры;
3. Трудоемкое проектирование и испытание системы в целом;
4. Дорогостоящее производство.

Исходя из изложенных факторов и типа исследуемого малогабаритного ЛА, авторы не рассматривают дальнейшее исследование и внедрение подобных систем тепловой защиты для охлаждения пограничного слоя и корпуса приборного отсека в целом, поэтому в первую очередь необходимо проанализировать конструкционные материалы, способные обеспечивать теплонагруженный уровень отсека ЛА, описанный ранее. Материал

силовой конструкции должен отвечать требованиям прочности, долговечности и быть технологичным, материал не должен утяжелять конструкцию ЛА, и не быть дорогостоящим, компоненты материала должны отвечать требованиям по импортозамещению, быть отечественного производства.

Анализ научно-технических источников

Одним из способов решения проблемы воздействия высоких температур на корпус ЛА является замена титанового сплава, уже зарекомендовавшего себя в промышленности, но имеющего существенные ограничения по уровням рабочих температур, на новый тип «суперсплавов» — интерметаллид титана (алюминид титана).

В [6] приведен сравнительный анализ развития жаропрочных титановых сплавов и приведена классификация интерметаллидов: $\alpha 2$ -сплавы, ортосплавы и γ -сплавы. Согласно исследованию, интерметаллиды Ti3Al, Ti2NbAl, TiAl обладают преимуществом в рабочей температуре перед такими титановыми сплавами, как BT25, BT18У, BT25У, BT36. Исследование показывает, что рабочая температура интерметаллидов варьируется от 650 °С до 850 °С. Авторами проведено сравнение сплавов на основе γ -фазы (TiAl): Ti-(45-48)Al-(0-5,0)Ta, W, Nb-(0-2,0)Mn, Cr, V, % ат. Показано, что представленные сплавы обладают преимуществом по пределу длительной прочности и предельной рабочей температуре в сравнении с BT20. Вызывают интерес результаты испытаний сплавов Ti-45Al-8Nb-0.2C и Ti-45Al-5Nb-1Mo-0.2B на длительную прочность, проведенные согласно [7]. Материалы отличаются своими низкими показателями остаточных удлинений после испытаний и воздействия высоких температур свыше 700 °С. В [8] отмечено, что сплавы на основе соединения Al2Ti обладают низкой плотностью, высокой удельной прочностью при температурах до 950 °С. Отмечена высокая прочность при сжатии и стойкость к окислению при высоких температурах. В [0] приведены сравнительные характеристики листов из сплавов марок 7115, ВТИ-1 и ВТИ-4. Материалы обладают высоким пределом прочности при температуре 700 °С, $\sigma^{100} = 350$ МПа при температуре 800 °С. В [10] проведено подробное ис-

следование процентного содержания алюминия в интерметаллидах TiAl различных фаз по отношению к общей массе. При высоких 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 ЛА. Физико-механические свойства TiAl-сплавов: Ti834, IN718 и Ti6Al4V могут обладать пределом прочности 720–600 МПа на интервале температур от 400 °С до 800 °С при $\rho = 4000$. При нагрузке более 750 МПа в сочетании с температурой 800 °С деформация «растяжение-нагрузка» сплава Ti-45Al-8Nb 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 TiAl, повышая возможную эксплуатационную температуру до 1000 °С [11]. В [12] приведены сравнительные характеристики интерметаллидных сплавов. Сплавы TiAl обладают длительной прочностью $\sigma^{100} = 250/190$ МПа (100 ч) при температуре 800 °С и пределом прочности $\sigma_b = 500-450$ МПа. Сплав TiAl-Nb-Cr(V) рекомендован для изготовления деталей, длительно работающих при температуре от 20 °С до 750 °С и кратковременно при 800 °С. В [13] приведено описание титаново-алюминиевого сплава TiAl6V4, обладающего преимуществом при использовании в ракетно-прямоточных двигателях на твердом топливе за счет высоких удельных прочностных характеристик и низкой окислительной способности на воздухе до температуры 650 °С.

Анализ температурного состояния корпуса летательного аппарата

В табл. 1 приведены обобщенные, согласно [14], теплофизические характеристики интерметаллида TiAlNb, необходимые для анализа влияния аэродинамического нагрева на ЛА.

Решение задачи определения температурного состояния корпуса ЛА проводилось методом конечных элементов в нестационарной постановке. Решение внешней задачи по определению

граничных условий на поверхности проводилось согласно [15].

Внутренняя задача по распределению тепла внутри конструкции решалась при задании граничных условий на наружной поверхности с использованием программного модуля SolidWorks FlowSimulation 2015.

Таким образом, согласно данным рис. 1, проведено моделирование аэродинамического нагрева ЛА и расчет температурного состояния отсека, корпус которого изготовлен из титанового сплава BT20 и интерметаллида TiAlNb. Согласно проведенному моделированию, результаты которого изображены на рис. 2, большие значения коэффициента теплопроводности интерметаллида TiAlNb, чем у титанового сплава BT20, не влияют на скорость прогрева конструкции ЛА. Меньший параметр удельной теплоемкости BT20, на температурном промежутке 100–500 °С, несущественно повысил уровень температуры титанового сплава на начальном участке. Однако при определении корпуса отсека, изготовленного из интерметаллида TiAl, следует избегать больших контактных участков нетеплоизолированных элементов аппаратуры с данным материалом.

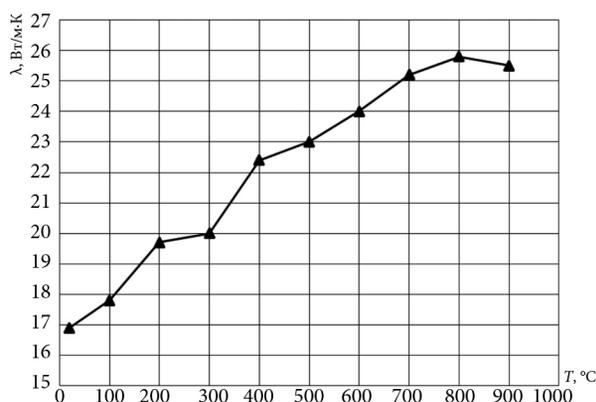


Рис. 1. Теплофизические свойства интерметаллида TiAlNb. $C = 750 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$, $\rho = 4100 \text{ кг}/\text{м}^3$

Анализ теплонагруженного состояния корпуса летательного аппарата

В табл. 1 приведены физико-механические характеристики титанового сплава BT20 [18]. Также, по результатам обзора доступных источников, обобщенные сведения по физико-механическим свойствам интерметаллида TiAl приведены в табл. 2.

Проанализировав данные в табл. 1, 2 можно сделать вывод, что интерметаллид TiAl обладает существенным преимуществом по своим характеристикам при высоких температурах, однако важным фактором, определяющим прочность корпуса ЛА, является параметр секундной прочности, являясь параметр секундной прочности титанового сплава BT20 σ^{300} [МПа] (300 с). Аналогичная зависимость для интерметаллида TiAl отсутствует, однако в приведенных литературных источниках указывается, что материал обладает существенным преимуществом по параметру длительной прочности с учетом высокой температуры. К примеру, длительная прочность TiAl γ -фазы при действии температуры 800 °С в течение 100 ч составляет 250 МПа.

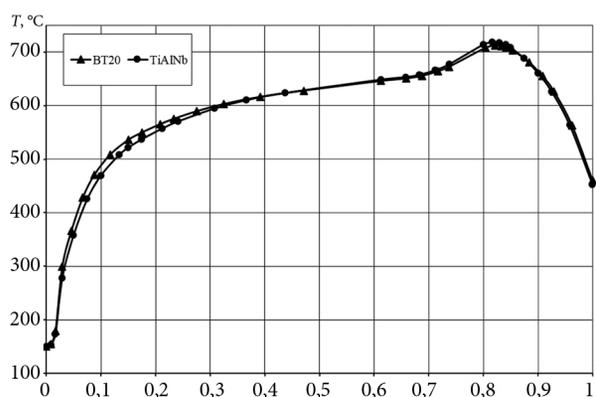


Рис. 2. Расчетные значения температур на интервале воздействия аэродинамического нагрева

Таблица 1

Физико-механические свойства титанового сплава BT20

T, °C	σ_b , МПа	E, ГПа	ρ , кг/м ³	δ , %
20	1000	117	4450	10–12
350	690	93		–
500	640	80		–
550	590	74		–
600	440	–		–

Физико-механические свойства интерметаллида TiAl

T, °C	σ_b , МПа	E, ГПа	ρ , кг/м ³	δ , %
20	560	170	4100	0,5
600	646	165		1,5
650	608	160		1,7
700	570	155		3,2
750	532	150		4,2
800	460	145		6,0

Для несущей поверхности ЛА методика оценки теплонапряженного состояния включает определение коэффициентов нагруженности конструкции для каждого момента времени по рассматриваемым траекториям в зависимости от действующих температур и изменения характеристик используемого материала в зависимости от температуры.

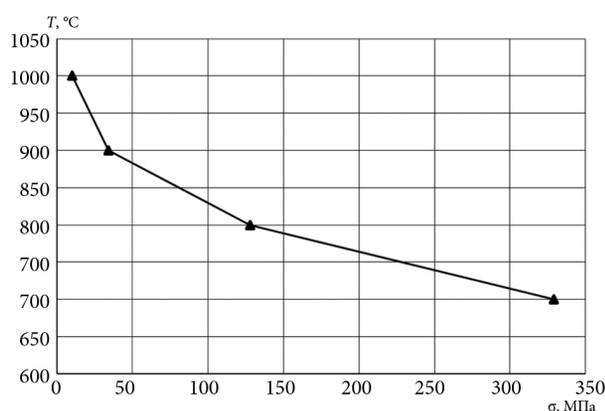


Рис. 3. Секундная прочность σ^{300° титанового сплава BT20

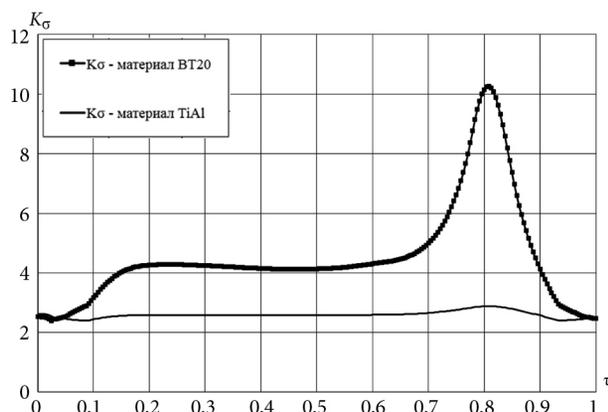


Рис. 4. Критерий по секундной прочности K_σ на интервале работы ЛА

Коэффициенты нагруженности определяются через критерии K_σ или K_e .

$$K_\sigma(\tau) = P(\tau) \cdot \frac{\sigma_{20}}{\sigma(T)}; \quad K_e(\tau) = P(\tau) \cdot \frac{E_{20}}{E(T)},$$

где $P(\tau)$ — нагрузка по времени; σ_{20} — предел прочности при нормальных условиях; E_{20} — модуль упругости при нормальных условиях; $\sigma(T)$ — предел прочности в зависимости от температуры материала; $E(T)$ — модуль упругости в зависимости от температуры материала.

Критерий K_σ по секундной прочности применяется, когда материал работает на растяжение, а критерий по модулю упругости K_e применяется для элементов, способных потерять устойчивость при сжатии.

На рис. 4, 5 представлены зависимости критериев по секундной прочности K_σ и по модулю упругости K_e на интервале работы ЛА для корпуса, выполненного из материала BT20 и интерметаллида TiAl. Согласно полученным данным можно увидеть существенное преимуще-

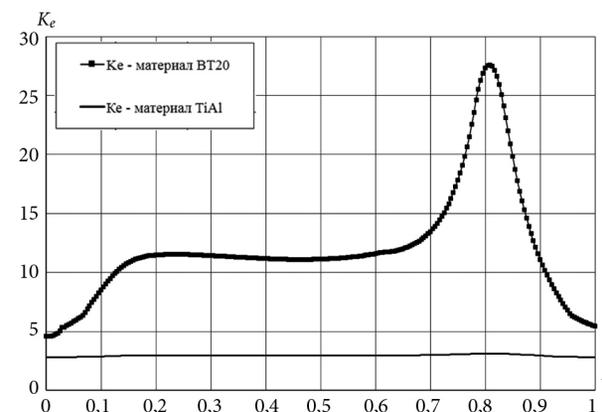


Рис. 5. Критерий по модулю упругости K_e на интервале работы ЛА

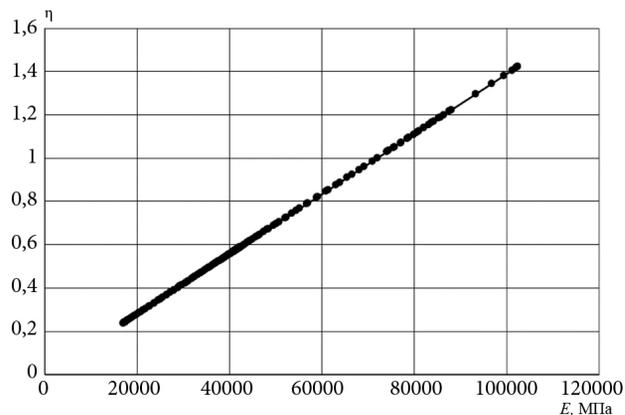
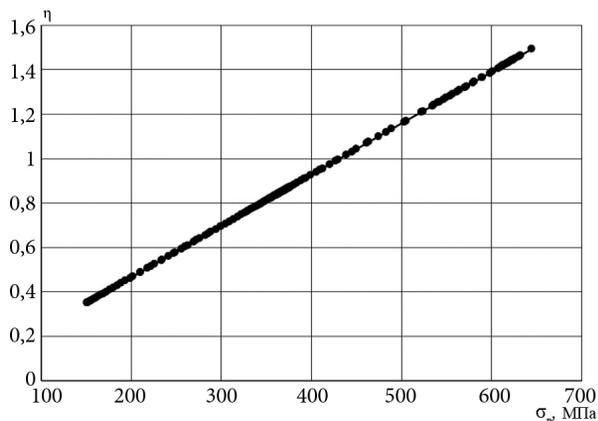


Рис. 6. Зависимость коэффициентов запаса прочности и устойчивости от характеристик титанового сплава VT20 на реализуемом интервале температур

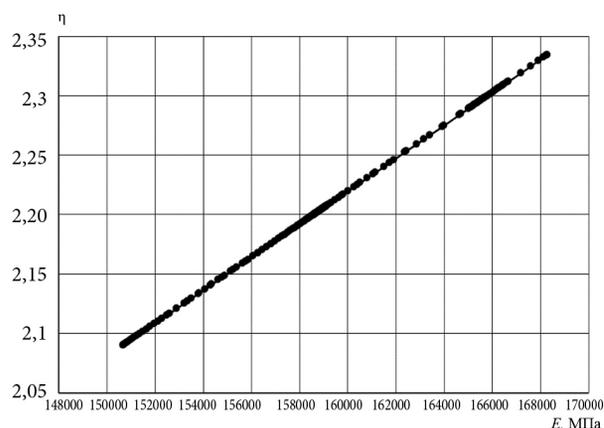
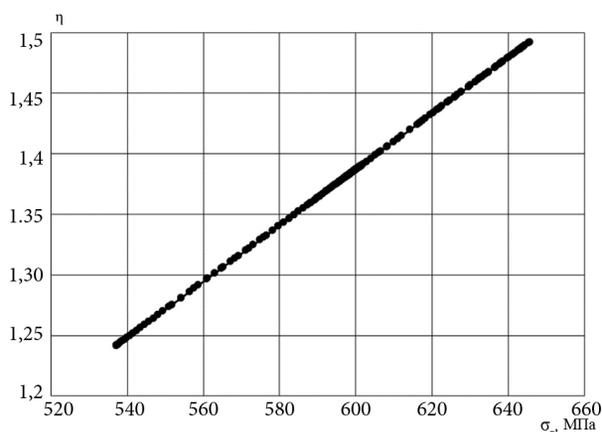


Рис. 7. Зависимость коэффициентов запаса прочности и устойчивости от характеристик интерметаллида TiAl на реализуемом интервале температур

щество материала TiAl в сравнении с титановым сплавом VT20.

С учетом влияния аэродинамического нагрева и постоянной нагрузки, полученной в результате численного моделирования расчетного случая нагружения, соответствующего наиболее теплонагруженному типу, определение величин запасов по прочности и устойчивости осуществлялось согласно:

$$\eta_{\sigma} = \frac{\sigma_{\text{сек}}}{\sigma_{\text{действ}}},$$

где $\sigma_{\text{сек}}$ — секундная прочность материала;
 $\sigma_{\text{действ}}$ — действующее напряжение.

$$\eta_e = \frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{действ}}},$$

где $\sigma_{\text{кр}}$ — критическое напряжение;
 $\sigma_{\text{действ}}$ — действующее напряжение.

На рис. 6, 7 показана визуализация запасов по прочности и устойчивости корпуса с учетом длительности работы ЛА, где видно, что титановый сплав VT20 не удовлетворяет требованиям по прочности и упругости $\eta < 1$. Интерметаллид TiAl, напротив, показал удовлетворяющие значения по прочности и упругости $\eta > 1$.

Вывод

Результаты численного моделирования расчетного случая нагружения при постоянной нагрузке и заданном изменении температуры корпуса показывают, что физико-механические характеристики материала VT20 не обеспечивают оптимальный теплонагруженный уровень корпуса приборного отсека ЛА. Применение интерметаллида TiAl, напротив, показало бес-

печение необходимых запасов по прочности и устойчивости конструкции отсека. Более достоверный анализ теплонагруженного состояния возможен при учете параметров секундной прочности данного материала. Учитывая зависимость температуры корпуса отсека от времени воздействия совокупных нагрузок, для обеспечения теплонагруженного состояния корпуса приборного отсека ЛА секундная прочность σ'' материала должна соответствовать значению $\sigma'' > 500$ МПа при температурах 600–800 °С на всем интервале их действия.

Литература

1. 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.
2. Гусейнов А.Б. Особенности разработки крылатых ракет: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2015. 106 с.
3. 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.
4. Колычев А.В. Активная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата на новых физических принципах при аэродинамическом нагреве // Труды МАИ: электрон. журнал. 2012. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29053> (дата обращения 21.02.24).
6. Гусейнов А.Б. Модели функционирования и сравнительный анализ систем охлаждения планера высокоскоростного беспилотного летательного аппарата // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 1. С. 13–21.
7. Полькин И.С., Гребенюк О.Н., Саленков В.С. Интерметаллиды на основе титана // Технология легких сплавов. 2010. № 2. С. 5–15.
8. 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.
9. Трапезников А.В., Иванов В.И., Прохорчук Е.А. и др. Перспективные интерметаллидные Al2Ti сплавы для изготовления деталей литейными методами (обзор) // Труды ВИАМ. 2021. № 5 (99). С. 23–38.
10. Дзунович Д.А., Алексеев Е.Б., Панин П.В. и др. Структура и свойства листовых полуфабрикатов из деформированных интерметаллидных титановых сплавов разных классов // Авиационные материалы и технологии. 2018. № 2 (51). С. 17–25.
11. Kosova N., Sachkov V., Kuzina I. et al. The preparation of the Ti-Al alloys based on intermetallic phases // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering: 2, Belokuriha, Altay, 2016. P. 012039.
12. Картавых А.В., Калошкин С.Д., Чердынцев В.В. и др. Применение микроструктурированных интерметаллидов в трубостроении. Часть 2: Проблемы разработки жаропрочных сплавов на основе TiAl (обзор) // Материаловедение. 2012. № 6. С. 3–13.
13. Иванов В.И., Ясинский К.К. Эффективность применения жаропрочных сплавов на основе интерметаллидов Ti3Al и TiAl для работы при температурах 600–800 °С в авиакосмической технике // Технология легких сплавов. 1996. № 3. С. 7–12.
14. Сорокин В.А., Ягодников Д.А., Яновский Л.С. и др. Технология производства ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 323 с.
16. Egry I., Brooks R., Holland-Moritz D., Novakovic R. et al. Thermophysical Properties of γ -Titanium Aluminide: The European IMPRESS Project // International Journal of thermophys. 28(3). June 2007. P. 1026–1036.
17. Матковский Н.О., Тишков В.В., Гусев А.Н. и др. Особенности расчета параметров теплообмена на поверхности объектов авиационной техники с использованием инструментария Data Science // Тепловые процессы в технике. 2022. Т. 14. № 10. С. 475–480.
19. Авиационные материалы. Справочник в девяти томах. 6-е изд., переработанное и дополненное. Том 5. Магниевые и титановые сплавы [Под общей редакцией А.Т. Туманова]. М.: ОНТИ. 1975. 431 с.