

Тепловые процессы в технике. 2026. Т. 18. № 5. С. 225–232
Thermal processes in engineering, 2026, vol. 18, no. 5, pp. 225–232

Научная статья
УДК 536.3, 629.7
URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=188859>
EDN: <https://www.elibrary.ru/DUAKAW>

Экспериментальные исследования температурных полей в мотоотсеке сверхзвукового самолета

Л.В. Быков^{1✉}, А.А. Варенцов²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация

²Филиал ПАО «ОАК» – ОТА ОКБ Микояна, Москва, Российская Федерация

¹bykovlvl@mail.ru✉

Аннотация. В статье представлены результаты экспериментальных исследований температурных полей в мотоотсеке перспективного сверхзвукового летательного аппарата, выполненных для обоснования выбора системы тепловой защиты отсеков с бортовым радиоэлектронным оборудованием (БРЭО). Актуальность работы обусловлена размещением отсеков БРЭО в междвигательной зоне, подверженной интенсивному тепловому воздействию от двигателей типа ТРДДФ, аэродинамическому нагреву при полетах с числом Маха $M > 2$ и внутренним тепловыделением оборудования. Для измерения максимальных температур применен комбинированный метод с использованием одноразовых термоиндикаторов «ИНТЕМ» (диапазон 40–230 °С) и многопереходной термокраски МС150-12 (диапазон 355–1200 °С). Эксперименты проведены как в условиях наземного опробования двигателей на режиме «Полный форсаж», так и в ходе натурных работ с выходом на числа Маха $M \approx 2,5$. Установлено, что при сверхзвуковом полете максимальные температуры на внешних поверхностях конструкции двигателя достигают 540 °С, что существенно превышает значения, зафиксированные при наземных испытаниях (максимум 190–230 °С). На основании результатов сформулированы рекомендации по применению комбинированной системы тепловой защиты, включающей отражающие экраны, теплоизоляционные материалы и системы отвода тепла. Предложенный метод измерений с дублированием результатов двумя независимыми средствами обеспечивает достоверность данных и рекомендуется для использования при отработке тепловой защиты на различных этапах летных испытаний перспективных сверхзвуковых комплексов.

Ключевые слова: сверхзвуковой летательный аппарат, тепловая защита, БРЭО, мотоотсек, термоиндикаторы ИНТЕМ, термокраска МС150-12, аэродинамический нагрев, форсажная камера

Для цитирования. Быков Л.В., Варенцов А.А. Экспериментальные исследования температурных полей в мотоотсеке сверхзвукового самолета // Тепловые процессы в технике. 2026. Т. 18. № 5. С. 225–232. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=188859>

Original article

Experimental studies of temperature fields in the engine compartment of a supersonic aircraft

Bykov L.V.^{1✉}, Varentsov A.A.²

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

²Branch of PJSC “UAC” – OTA OKB Mikoyan, Moscow, Russian Federation

¹bykovlvi@mail.ru✉

Abstract. This article presents the results of experimental studies of temperature fields in the engine compartment of a prospective supersonic aircraft, conducted to substantiate the choice of a thermal protection system for the avionics compartments.

During the development of prospective supersonic aircraft (Mach number $M > 2$), the avionics compartments, often located in the interengine zone, are subject to extreme thermal loads from the power plant and aerodynamic heating. Ensuring the avionics' normal operating temperature is only possible with effective thermal protection for the compartment, requiring accurate data on the thermal fields for selecting thermal protection materials.

To measure maximum temperatures, a combined method was used using INTEM disposable thermal indicators (range 40–230 °C) and MS150-12 multi-transition thermal paint (range 355–1200 °C). Preliminary laboratory tests of the thermal paint were conducted on steel samples. The tests included refining the application technology of the thermal paint, visually recording color transitions at various heating temperatures of the test sample, assessing the paint response time for each temperature range, and evaluating the transition time between successive color states.

The experiments were conducted both during ground testing of engines in “Full Afterburner” mode and during full-scale testing at Mach numbers of $Mach \approx 2,5$.

1. The high efficiency of the combined method was confirmed: thermal indicators provide accurate recording of threshold temperatures, while the thermal paint allows for mapping fields over large areas and in hard-to-reach zones.

2. It was established that during ground testing in “Full Afterburner” mode, temperatures do not exceed 230 °C. However, during full-scale flights at $Mach > 2,5$, due to increased engine operating time, temperatures reach critical values – up to 540 °C in the nozzle exit zone.

3. Peculiarities of working with thermal paint were identified: the subjectivity of visual color assessment requires mandatory photographic recording under controlled lighting and the use of reference scales.

The placement of avionics in the interengine zone of a supersonic aircraft makes their normal operation impossible without special protective measures. The obtained experimental data (temperatures up to 540 °C) demonstrate the need for a combined multilayer thermal protection system, including reflective screens, low-thermal-conductivity insulators (aerogels, ceramics), and heat removal systems. The results of this study serve as the basis for thermal strength calculations and the design of thermal management systems for advanced aircraft.

Based on the results, recommendations were formulated for the use of a combined thermal protection system, including reflective screens, thermal insulation materials, and heat removal systems. The proposed measurement method with duplication of results by two independent means ensures the reliability of the data and is recommended for use in the development of thermal protection at various stages of flight tests of promising supersonic systems.

Keywords: supersonic aircraft, thermal protection, avionics, engine compartment, INTEM thermal indicators, MC150-12 thermal paint, aerodynamic heating, afterburner

For citation. Bykov L.V., Varentsov A.A. Experimental studies of temperature fields in the engine compartment of a supersonic aircraft. *Thermal processes in engineering*. 2026, vol. 18, no. 5, pp. 225–232. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=188859>

1. Введение

При разработке перспективных сверхзвуковых летательных аппаратов остро встает задача обеспечения тепловой защиты отсеков с бортовым радиоэлектронным оборудованием (БРЭО). Основными источниками тепловых воздействий на такие отсеки являются:

1. Энергетическая (силовая) установка, двигатель типа ТРДДФ.
2. Аэродинамический нагрев конструкций при выполнении полетов с числом Маха более 2.
3. Внутреннее тепловыделение БРЭО и агрегатов бортовых систем.

Максимальный вклад в тепловую нагрузку на БРЭО вносит лучистый тепловой поток от силовой установки [1]. С точки зрения оптимальности компоновки и соблюдения центровочных характеристик, отсеки с БРЭО зачастую могут размещаться в зоне между двигателями. При этом температура внешних стенок двигателя, особенно в зоне основной камеры сгорания и форсажной камеры может достигать 450–500 °С [2].

Обеспечение штатного температурного режима работы БРЭО возможно лишь при организации эффективной тепловой защиты отсека. Для обоснованного выбора способов и материалов тепловой защиты необходимо знать распределение тепловых полей в мотоотсеке [3, 4]. Определение этих полей следует проводить как в наземных условиях, так и в реальном полете по типовому профилю на различных режимах работы двигателя [5].

2. Постановка задачи и обзор используемых методов

Для определения температурных полей в моторном отсеке в качестве датчиков измерений были выбраны хорошо зарекомендовавшие себя индикаторы максимальной температуры «ИНТЕМ» (замер максимальных температур на поверхностях отсека) и многопереходные высокотемпературные термокраски МС150-12 (замер максимальных температур на стенках двигателя и теплозащитных экранах) [6–10].

Ниже приведены основные характеристики выбранных датчиков.

2.1. Индикаторы максимальной температуры ИНТЕМ

Предназначены для одноразовой индикации максимальной температуры поверхностей твердых тел и газовых сред в диапазоне температур от 40 °С до 230 °С.

Существует 6 типов индикаторов максимальной температуры ИНТЕМ одинаковой конструкции, рассчитанных на следующие температурные диапазоны:

Тип	А	Б	В	Г	Д	Е
Температурный диапазон, °С	40–70	75–95	100–130	145–180	190–230	75–230
Погрешность измерения, °С	3			6		

Индикаторы ИНТЕМ содержат четыре термометрические метки (у типа Е – пять термометрических меток).

При нагреве до температуры плавления термометрическая метка на индикаторе расплавляется и напротив соответствующего значения температуры проявляется черный контрастный кружок. Показания индикатора ИНТЕМ считываются визуально.

На точность показаний индикатора ИНТЕМ не влияют: повышенная влажность, солнечная радиация, перепады температур от минус 50 °С до температуры на 7 градусов ниже температуры плавления соответствующей термометрической метки.

Конструкция индикатора ИНТЕМ представлена на рис. 1.

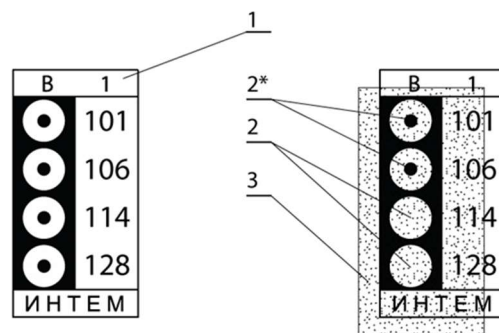


Рис. 1. Конструкция индикатора максимальной температуры ИНТЕМ. 1 – подложка с графической информацией, 2 – не расплавившиеся термометрические метки, 2* – расплавившиеся термометрические метки, 3 – защитный слой

2.2. Термокраска МС150-12

Представляет собой легковоспламеняющуюся жидкость сливового цвета, применяемую для визуального определения температурных полей поверхности твердых тел в диапазоне 355... 1200 °С.

Цветовой переход должен проявляться после 10-минутного нагрева при температуре 150 °С. Максимальная температура, не вызывающая изменения цвета, – 100 °С. Особенности применения: наносится на очищенную и обезжиренную поверхность в один слой, время сушки 15–30 минут. Предпочтительный метод нанесения термокраски – распыление.

Градация цветовых переходов термокраски MC150-12 приведена в табл. 1 и проиллюстрирована на рис. 2.

Таблица 1. Цветовые переходы термокраски MC150-12

Цвет	Цветовой переход	Температура срабатывания, °С	Цвет	Цветовой переход	Температура срабатывания, °С
A	темно-фиолетовый	< 170	H	бледно-синий	750
B	пурпурный	170	I	бледно-серый	< 830
C	серый лиловый	290	J	пурпурный	890
D	бледно-серый, лиловый	330	K	фиолетовый	990
E	лиловый	360	L	темно-синий	1010
F	бледно серый	550	M	матовый	1140
G	синий серый	640			

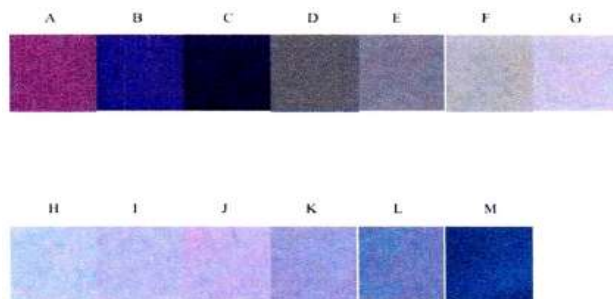


Рис. 2. Изменение цвета термоиндикаторной краски MC150-12 при различных температурах нагрева

2.3. Испытания термокраски MC150-12

Обоснованность применения термокрасок для определения температурных полей на внешних поверхностях двигателя и стенках мотоотсека была подтверждена результатами испытаний. Термокраска наносилась на образцы из стали 12Х18Н10Т (зачищенные и обезжиренные) с размерами 100×20×1 мм и 20×20×1 мм с начальной температурой +25 °С.

Контроль температуры поверхности образцов осуществлялся при помощи термопары типа L (хромель-копель) с компенсацией температуры холодного спая. Термопара устанавливалась непо-

средственно на поверхность исследуемого образца в неокрашенной зоне. Нагрев образцов осуществляется на термоплите с заданной температурой.

В ходе испытаний выполнялись:

- отработка технологии нанесения термочувствительной краски;
- визуально фиксировались цветовые переходы при различных температурах нагрева исследуемого образца;
- оценка времени срабатывания краски для каждого температурного диапазона (170 °С, 290 °С, 330 °С, 360 °С, 550 °С);
- оценка длительности перехода между последовательными цветовыми состояниями.

Результаты испытаний (время срабатывания – 1 мин) представлены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты испытаний термокраски MC150-12

Температура срабатывания, °С	< 150	170	230	290	330	360	430	540
Цвет	A	B	B-C	C	D	E	E-F	F

Испытания подтвердили соответствие характеристик термокраски паспортным данным. На основании полученных результатов сделаны следующие выводы:

1. Термокраску MC150-12 необходимо наносить тонким равномерным слоем.
2. Время полного высыхания термокраски при стандартных атмосферных условиях составляет 90 минут.
3. Время срабатывания при достижении пороговой температуры не превышает 1 мин.
4. Визуальная идентификация цветового оттенка затруднена, особенно при неестественном освещении, что может привести к ошибкам интерпретации.
5. При работе в условиях недостаточного освещения рекомендуется использовать яркие источники света и проводить фотофиксацию с ручной настройкой экспозиции и баланса белого для последующего сравнения с эталонными образцами.
6. Термокраску рекомендуется применять в разовых экспериментальных работах с дублированием измерений с помощью термоиндикаторов ИНТЕМ, термопар или других датчиков температуры.

2.4. Экспериментальные исследования температурных полей на внешних поверхностях двигателей

Исследование распределения температурных полей на внешних поверхностях двигателей самолета [11–13] осуществлялось с помощью выбранных ранее датчиков измерений: термоиндикаторов «ИНТЕМ» и термокраски МС150-12.

Измерения осуществлялись как в процессе проведения наземного опробования двигателя (гонка двигателя на земле, $H = 0$, $M = 0$), так и в процессе выполнения натурных работ объекта. Циклограммы режимов работы левого и правого двигателей при наземных испытаниях и в полете представлены на рис. 3 и 4 соответственно.

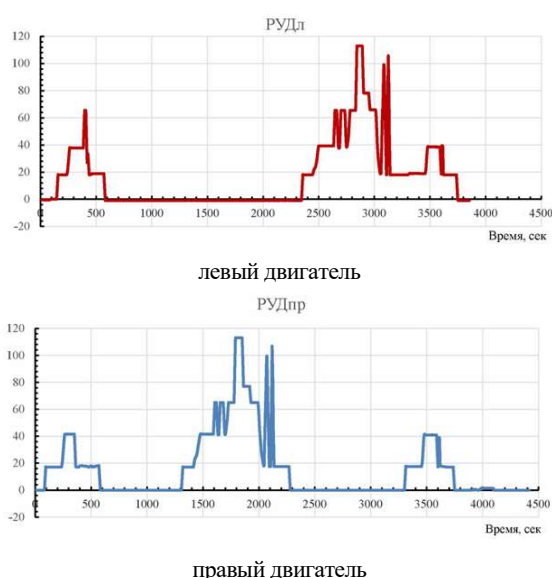


Рис. 3. Циклограммы наземного опробования левого и правого двигателей в составе самолета

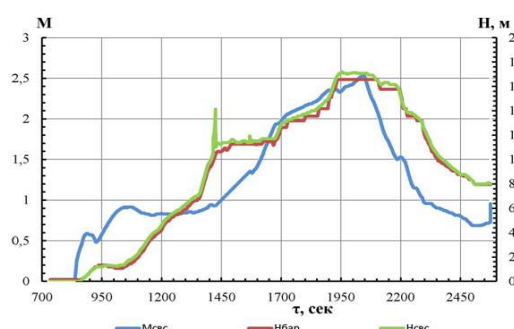


Рис. 4. Циклограмма профиля натурной работы двигателей в составе самолета

Примеры размещения термоиндикаторов и участков нанесения термокраски на внешних поверхностях двигателей показаны на рис. 5.



Рис. 5. Примеры расположения термоиндикаторов «ИНТЕМ» и нанесения термокраски на поверхностях двигателей

В табл. 3 представлены зафиксированные значения термоиндикаторов наиболее термонагруженных элементов моторного отсека по результатам наземных испытаний двигателей на режиме «Полный Форсаж» и в ходе натурных работ объекта.

Таблица 3. Значения температур, зафиксированные термоиндикаторами наиболее термонагруженных элементов моторного отсека по результатам наземных испытаний и натурных полетов

Место наклейки термоиндикаторов (тип А, А2, Е, Е1, Г, Д)	Результирующий диапазон, °С	
	Наземные испытания	Натурная работа
Поверхность стенки двигателя	< 146	≥ 238
Внешняя поверхность стенки левого двигателя (сверху)	190÷230	≥ 238
Фланец двигателя (правая сторона)	< 146	≥ 238
Нижняя часть сопла левого двигателя, внешняя поверхность	< 146	≥ 238
Поверхность бортовой тяги левого двигателя (дальше от оси самолета)	< 146	≥ 238
Поверхность нижней боковой тяги левого двигателя (ближе к оси самолета)	< 146	≥ 238

В табл. 4 представлены результаты замера температур элементов моторного отсека с помощью термоиндикаторной краски MC150-12 по результатам натурного полета с выходом на $M \approx 2,5$.

Таблица 4. Значения температуры элементов моторного отсека, зафиксированные термоиндикаторной краской MC150-12 по результатам натурного полета

Место нанесения термолкраски	Результирующий диапазон, °C
Внешняя поверхность центральной части верхнего стекателя в задней его части (в углублении)	230 ÷ 290
Внешняя поверхность передней части обшивки верхнего стекателя по центру за зоной термоиндикаторов	170 ÷ 230
Стойка соединения верхнего и нижнего стекателей	330 ÷ 430
Внутренняя поверхность задней части правой створки верхнего стекателя	170 ÷ 230
Внешняя поверхность центральной части обшивки нижнего стекателя	150 ÷ 170
Внешняя поверхность центральной части нижнего стекателя	170 ÷ 230
Внешняя поверхность задней части правой створки нижнего стекателя (рядом с ТИ)	170 ÷ 230
Внешняя поверхность правого продольного профиля нижнего стекателя в месте до начала стойки соединения верхнего и нижнего стекателей	290 ÷ 330
Внешняя поверхность правого продольного профиля нижнего стекателя в месте после стойки соединения верхнего и нижнего стекателей	330 ÷ 430

3. Анализ полученных результатов

По результатам измерения температур термоиндикаторами установлено:

При наземном опробовании двигателей на режиме «Полный Форсаж» в течение 20 сек. сработали отдельные термоиндикаторы. Значение температуры на внешней поверхности стенки двигателя находилось в диапазоне от 73 до 103 °C. На внутренней поверхности стенки отсека вдоль верхнего гвота значения температур находились в диапазоне от 44 до 54 °C.

Температура на внешней поверхности стенки левого двигателя (сверху) находилась в диапазоне от 190 до 207 °C, а на внешней поверхности сопла левого двигателя (снизу) в диапазоне 144 – 146 °C.

При выполнении натурной работы с выходом на число Маха $M > 2,5$ максимальные значения температур отмечались на поверхностях стенки двигателя и отсека и составляли ≥ 238 °C. Аналогичные значения были зафиксированы на внешней поверхности стенки левого двигателя (сверху), начале нижней части внешней поверхности сопла левого двигателя, а также на фланцах крепления к левому и правому двигателю нижней телескопической тяги форсажных камер.

Сводные данные измерений термоиндикаторами и термолкраской при натурном полете приведены в табл. 5.

Таблица 5. Значения температур, зафиксированные термоиндикаторами и термолкрасками на элементах моторного отсека

Место измерения температуры	Значения температуры, зафиксированные термоиндикаторами, °C	Диапазоны температур, зафиксированные термолкраской, °C
Внешняя и внутренняя поверхности мотоотсека	144	106 ÷ 146
Корпуса левого и правого двигателей (шп. 10)	190	230 ÷ 290
Корпуса левого и правого двигателей (шп. 11 – шп. 14В)	237 (предел срабатывания термоиндикатора)	230 ÷ 290
Корпуса левого и правого двигателей (на срезе сопла)	–	430 ÷ 540

Стоит отметить, что самолет способен выполнять полеты с большими, чем $M = 2,5$ числами Маха. Соответственно, продолжительность работы двигателей на режиме «Полный форсаж» может увеличиваться, а температуры на поверхностях конструкции – достигать более высоких значений.

4. Заключение

1. Тепловые нагрузки в моторном отсеке сверхзвукового самолета при полетах с числом Маха $M > 2,5$ достигают критических значений: максимальные температуры на поверхностях стенок двигателей и элементов моторного отсека составляют до 540 °C. При этом при наземном опробовании

вании на режиме «Полный форсаж» температуры существенно ниже, что обуславливается большей продолжительностью работы на режиме «Максимальный» и «Полный форсаж» в натурной работе, нежели чем при наземном опробовании.

2. Размещение отсеков с БРЭО в междвигательной зоне требует обязательного применения многослойной тепловой защиты, поскольку температуры на внешних поверхностях конструкции превышают допустимые пределы для большинства типов радиоэлектронного оборудования (обычно 50–70 °С). Даже с учетом теплоизолирующих экранов тепловой поток от двигателей и аэродинамический нагрев создают условия, при которых штатная работа БРЭО невозможна без специальных защитных мер.

3. Комбинированный метод измерения температурных полей с применением термоиндикаторов ИНТЕМ и многопереходной термоласки МС150-12 показал свою эффективность:

- термоиндикаторы ИНТЕМ обеспечивают надежную регистрацию максимальных температур в диапазоне до 230 °С с погрешностью $\pm 3 \dots \pm 6$ °С;

- термоласка МС150-12 позволяет оценить температуры до 1200 °С на труднодоступных участках конструкции;

- дублирование измерений двумя независимыми методами повышает достоверность результатов и компенсирует недостатки каждого метода (субъективность визуальной оценки цвета у термоласки, ограниченный диапазон у индикаторов).

4. Особенности практического применения термочувствительных материалов:

- термоласку МС150-12 необходимо наносить тонким равномерным слоем с обязательной фотофиксацией результатов при контролируемом освещении;

- время срабатывания термоласки не превышает 1 минуты при достижении пороговой температуры;

- для повышения точности интерпретации рекомендуется использовать эталонные цветовые шкалы и проводить калибровочные испытания на образцах из материалов, идентичных исследуемым конструкциям.

5. Необходимость учета максимальных эксплуатационных режимов: поскольку летательный аппарат способен выполнять полеты с числами

Маха, превышающими 2,5, а время работы двигателей на режиме «Полный форсаж», проектные решения по тепловой защите должны быть рассчитаны с запасом. Полученные экспериментальные данные (температуры до 540 °С в зоне сопла) должны служить исходными для термостойкостного расчета и выбора теплоизоляционных материалов.

6. Рекомендации для проектирования: для обеспечения работоспособности БРЭО в условиях сверхзвукового полета целесообразно применять комбинированную систему тепловой защиты, включающую:

- отражающие экраны из жаропрочных сталей для защиты от лучистого теплового потока двигателей;

- теплоизоляционные материалы с низкой теплопроводностью (керамические волокна, аэрогели);

- активные или пассивные системы отвода тепла от внутренних поверхностей отсека.

7. Полученные экспериментальные данные являются основой для обоснованного выбора конструктивных решений и материалов тепловой защиты отсеков с БРЭО на перспективных сверхзвуковых летательных аппаратах.

Список источников

1. Зубко А.А., Кожемяко А.С., Никитин П.В. и др. Влияние лучистого теплообмена на уровень температуры поверхности сферической формы при высокоскоростном обтекании // Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 2. С. 55–63.
2. Бакланов А.В., Гимбицкий А.В. Исследование теплоотдачи от оболочек газотурбинной установки и методы тепловой защиты // Изв. Вузов. Авиационная техника. 2019. № 3.
3. Гимбицкий А.В., Дезидерьев С.Г., Каримова А.Г. Теплопередача при различных способах тепловой защиты в системах приводных ГТУ. КНИТУ-КАИ // Изв. Вузов. Авиационная техника. 2011. № 3.
4. Гимбицкий А.В., Гильфанов Р.Н., Дезидерьев С.Г. и др. Защита поверхности экранированием от горячего источника при свободной конвекции // Изв. Вузов. Авиационная техника. 2014. № 2.
5. Латынин А.В., О.Л. Ерин. Терморегулирование в теплонепрерывных конструкциях энергетических установок // Тинчуринские чтения: материалы докладов 5й международно-молодежной научной конференции. Казань, 2010. Т. 2. С. 230–231.
6. Абрамович Б.Г., Картацев В.Ф. Цветовые индикаторы температуры. М.: Энергия, 1978. с. 101–105, 113–114.

7. Мирная М.Р., Иванов К.А. Применение термоиндикаторных красок ЦИАМ в реальном эксперименте // Авиадвигатели XXI века: Материалы конференции. М.: ЦИАМ, 2010.
8. И 010-001-2001. Инструкция по применению термоиндикаторных красок производства ЦИАМ.
9. Мирная М.Р., Иванов К.А. Разработка и практическое применение термоиндикаторных красок в реальном эксперименте. ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва. Мир измерений, 2011.
10. Фомина М.А., Сибилева С.В., Демин С.А. и др. Термоиндикаторные материалы и их применение // Труды ВИАМ. 2024. № 8 (138). DOI: 10.18577/2307-6046-2024-0-8-77-89
11. Кудрявцева Н.С. Моделирование деградации терморегулирующих покрытий космических аппаратов // Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 6. С. 289–295.
12. Гимбитский А.В., Гильфанов Р.Н., Дезидерьев С.Г. и др. Влияние способа тепловой защиты на температурное состояние экрана и оболочки. // Изв. Вузов. Авиационная техника. 2015. № 4.
13. Бабашов В.Г., Варрик Н.М. Тенденции развития гибких систем теплозащиты современных летательных аппаратов (обзор). Материалы авиационной и космической техники. DOI: 10/30791/1028-978X-2020-6-10-21
- Gas Turbine Drive Systems. *Izv. Vuzov. Aviatcionnaya tekhnika*. 2011;(3). (In Russ.).
4. Gimbitskii AV, Gilfanov RN, Desideriev SG et al. Surface Protection by Shielding from a Hot Source under Free Convection. *Izv. Vuzov. Aviatcionnaya tekhnika*. 2014; (2). (In Russ.).
5. Latynin AV, Erin OL. Thermal Control in Heat-Stressed Structures of Power Plants. *5th International Youth Scientific Conference*. Kazan, 2010;2:230–231. (In Russ.).
6. Abramovich BG, Kartavtsev VF. *Color Temperature Indicators*. Moscow: Energia, 1978, pp. 101–105, 113–114. (In Russ.).
7. Mirmaya MR, Ivanov KA. Application of TsIAM Temperature-Indicating Paints in a Real Experiment. *Aircraft Engines of the 21st Century: Conference Proceedings*. Moscow: TsIAM; 2010. (In Russ.).
8. I 010-001-2001. *Instructions for the Use of TsIAM Temperature-Indicating Paints*. (In Russ.).
9. Mirmaya MR, Ivanov KA. *Development and Practical Application of Temperature-Indicating Paints in a Real Experiment*. TsIAM im. P.I. Baranova. Moscow. Mir izmereniya, 2011. (In Russ.).
10. Fomina MA, Sibileva SV, Demin SA et al. Thermal indicator materials and their application. *Trudy VIAM*. 2024;(8 (138)). (In Russ.). DOI: 10.18577/2307-6046-2024-0-8-77-89
11. Kudryavtseva NS. Modeling of spacecraft thermal control coatings degradation. *Thermal processes in engineering*. 2025;17(6):289–295 (In Russ.).
12. Gimbitskii AV, Gilfanov RN, Desideriev SG et al. Influence of thermal protection method on the temperature state of the screen and shell. *Izv. Vuzov. Aviatcionnaya tekhnika*. 2015;(4). (In Russ.).
13. Babashov VG, Varrik NM. Development Trends of Flexible Thermal Protection Systems for Modern Aircraft (Review). *Materialy aviatsionnoi i kosmicheskoi tekhniki*. (In Russ.). DOI: 10/30791/1028-978X-2020-6-10-21

References

1. Zubko AA, Kozhemyako AS, Nikitin PV, et al. The Effect of Radiant Heat Transfer on the Surface Temperature of a Spherical Shape in High-Speed Flow. *Thermal Processes in Engineering*. 2025;17(2):55–63. (In Russ.).
2. Baklanov AV, Gimbitskii AV. Study of Heat Transfer from Gas Turbine Unit Shells and Thermal Protection Methods. *Izvestiya Universiteta. Aviatcionnaya tekhnika*. 2019;(3). (In Russ.).
3. Gimbitskii AV, Dezideriev SG, Karimova AG. Heat Transfer with Various Thermal Protection Methods in