

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ
КОНСТРУКЦИЙ С СИЛОВЫМ НАБОРОМ
НА ПРИМЕРЕ ТОПЛИВНОГО ОТСЕКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
В УСЛОВИЯХ РАДИАЦИОННОГО НАГРЕВА**

М.С. Гвоздев

sigma@vpk.npomash.ru

И.И. Лопухов

**АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов,
Московская обл., Российская Федерация**

Аннотация

Приведены результаты исследований влияния комбинированного метода нагрева на воспроизведение температурных полей в натурных конструкциях летательных аппаратов в стендовых условиях. Под комбинированным методом нагрева подразумеваются испытания, при которых испытываемая конструкция одновременно подвергается радиационному нагреву и воздействию потока холодного воздуха при вынужденной конвекции. Такой метод может использоваться при тепловых или теплопрочностных испытаниях конструкций летательных аппаратов, состоящих из элементов с различной теплоемкостью, для уменьшения неравномерности нагрева. По сравнению с радиационным методом нагрева конструкций, широко используемым при проведении тепловых и теплопрочностных испытаний, комбинированный метод нагрева позволяет точнее моделировать температурные поля в конструкциях летательных аппаратов. Приведены результаты исследования влияния комбинированного метода на неравномерность нагрева конструкций летательных аппаратов, которая проявляется из-за конструктивных особенностей используемых нагревателей, а также результаты расчетного и физического моделирования температурного состояния конструкции с подкрепляющими элементами на примере топливного отсека летательного аппарата

Ключевые слова

Радиационные нагреватели, летательный аппарат, топливный отсек, подкрепляющие элементы, комбинированный метод, тепловые испытания

Поступила 15.03.2024

Принята 05.04.2024

© Автор(ы), 2024

Введение. В настоящее время тепловые статические испытания элементов конструкций летательных аппаратов в основном проводятся на стендах с радиационным нагревом. При проведении тепловых и теплопрочностных испытаний на стендах с радиационными излучателями аэродинамический нагрев (в основном конвективный) имитируется радиационным нагревом. Физические законы конвективного и лучистого теплообмена различны и такой подход к проведению тепловых испытаний в ряде случаев приводит к неточности в воспроизведении температурного состояния конструкций летательных аппаратов [1–3]. В полете тепловой поток, поступающий в конструкцию, зависит от коэффициента теплоотдачи и температурного напора, тогда как плотность теплового потока, поступающего от радиационного нагревателя в испытываемую конструкцию, практически одинакова по всей нагреваемой поверхности. Разность между конвективным и лучистым теплообменами влияет на воспроизведение температурного состояния каркасированных конструкций, а также конструкций, состоящих из смежных элементов разной толщины и изготовленных из различных материалов [4–6]. В условиях полета к более теплоемким элементам конструкции (рис. 1) и, следовательно, более холодным подводится большее

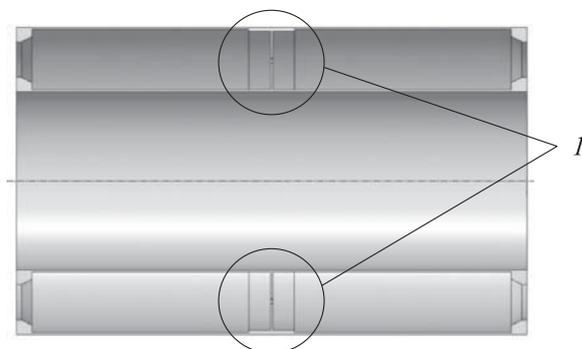


Рис. 1. Внутренняя часть топливного отсека:

1 — места соединения оболочки с подкрепляющим элементом

количество теплоты по сравнению с радиационным методом, который применяется в процессе наземной отработки элементов конструкций летательных аппаратов. При нагреве конструкций летательных аппаратов излучением в стендовых условиях воспроизвести особенности температурного состояния конструкции при аэродинамическом нагреве довольно сложно, в результате чего менее теплоемкие участки перегреваются, а более теплоемкие — не догреваются.

Для получения достоверных данных о прочности испытываемого изделия, в процессе наземной отработки элементов конструкций летательных аппаратов необходимо создавать температурные поля в конструкции, максимально близкие к температурным полям в условиях полета. Недогрев участков конструкции с подкрепляющими элементами или перегрев оболочки может вызвать дополнительные температурные напряжения, в результате чего достоверно оценить прочность конструкции по результатам испытаний будет довольно сложно [7–11].

Существуют методы нагрева при тепловых испытаниях, при которых на определенные участки конструкции наносятся покрытия с заданными коэффициентами поглощения излучения [12, 13]. Недостатком такого метода является высокая сложность нанесения теплопоглощающего покрытия в труднодоступных местах конструкции. Другим возможным методом увеличения теплового потока, поступающего в локальные участки конструкции, может быть установка дополнительных нагревателей с независимым управлением [14]. Этот метод редко применяется из-за сложности и невозможности установки дополнительных нагревателей в труднодоступных местах испытываемой конструкции.

Радиационно-конвективный метод, при котором в процессе нагрева инфракрасными нагревателями испытываемая конструкция обдувается потоком холодного воздуха, приведен в [15–19]. Как результат при определенных условиях температурные неравномерности в испытываемой конструкции могут быть уменьшены. При таких испытаниях можно подобрать режим обдува конструкции потоком воздуха, воспроизводящий коэффициенты теплоотдачи, обеспечивающие температурные поля в конструкции, наиболее близкие к температурным полям в условиях полета. В нормальных условиях вязкость воздуха значительно меньше, чем вязкость горячего воздуха в полете, что позволяет получить необходимые коэффициенты теплоотдачи для исследования при скоростях потока воздуха, значительно меньших по сравнению со скоростями потока воздуха в условиях полета.

При проведении испытаний элементов конструкций летательных аппаратов в стендовых условиях для получения данных о возможности использования комбинированного метода, о температурных полях в испытываемой конструкции и проверки конструктивных решений, разработана методика испытания на основе корпуса топливного отсека летательного аппарата и цилиндрического радиационного нагревателя. Схема внутренней части корпуса топливного отсека с установленным цилиндрическим нагревателем приведена на рис. 2.

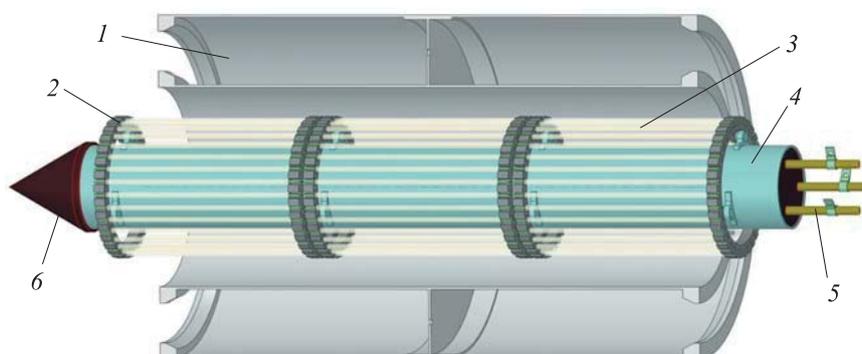


Рис. 2. Схема внутренней части корпуса топливного отсека с установленным цилиндрическим нагревателем:

1 — корпус топливного отсека; 2 — кольцо; 3 — излучатель (кварцевая лампа);
4 — рефлектор; 5 — токоподвод; 6 — наконечник

Расчетное моделирование температурного состояния топливного отсека. Для получения данных о возможности применения комбинированного метода нагрева в настоящей работе выполнен тепловой анализ конструкции корпуса топливного отсека из алюминиевого сплава. Рассмотрен нагрев туннеля корпуса топливного отсека цилиндрическим нагревателем в виде трубы с установленными на ней нагревательными элементами (НЭ) в следующих трех различных постановках задачи.

1. Нагревательные элементы принимались «идеальными», т. е. использовался однородный нагреватель бесконечной длины с одинаковой плотностью падающего излучения по длине поверхности нагреваемой конструкции.

2. Нагревательные элементы конечных размеров установлены на расстоянии $l = 55$ мм от нагреваемой поверхности.

3. Нагревательные элементы конечных размеров установлены на расстоянии $l = 150$ мм от нагреваемой поверхности.

Тепловой анализ с идеальными НЭ проводился в целях получения данных о влиянии элементов силового набора на распределение температуры в конструкции, без учета влияния краевых эффектов, которые проявляются при применении реальных нагревателей конечных размеров. Расстояние l от излучателей до объекта испытаний составляло 55 мм. Для получения данных о влиянии радиационного и комбинированного методов нагрева на распределение температуры в конструкции и сравнительного анализа проведено моделирование для каждого метода (рис. 3).

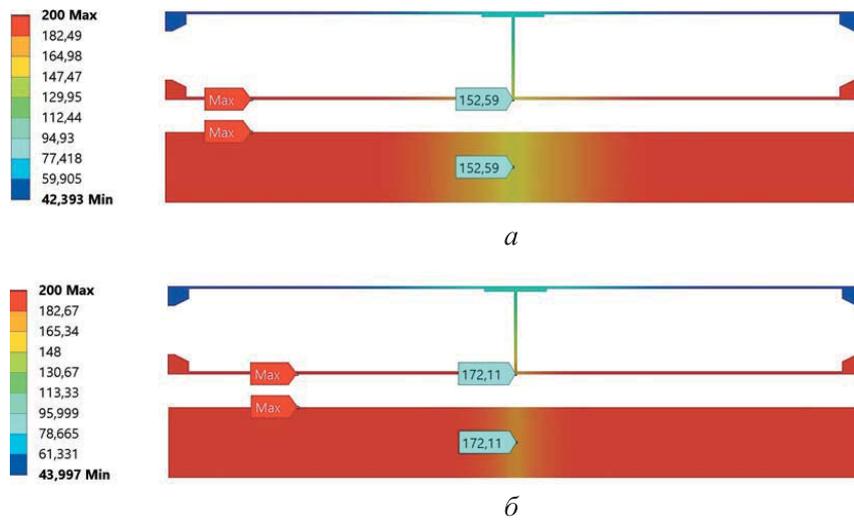


Рис. 3. Распределение температуры в корпусе топливного отсека при $l = 55 \text{ мм}$:
a — радиационный метод нагрева при $\alpha = 5 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot ^\circ\text{С})$;
б — комбинированный метод нагрева при $\alpha = 50 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot ^\circ\text{С})$

При радиационном методе нагрева с учетом естественной конвекции $\alpha = 5 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot ^\circ\text{С})$ в месте соединения оболочки с подкрепляющим элементом имеются значительные температурные неравномерности. В стационарном режиме при контроле максимального значения температуры оболочки 200 °C в зоне элемента подкрепления температура оболочки составляет 153 °C. При увеличении коэффициента теплоотдачи α до 50 Вт/(м² · °C) (расчетная скорость потока воздуха $\nu = 14 \text{ м}/\text{с}$) характер распределения температуры во внутренней оболочке отсека меняется. Значение теплового потока, поступающего в подкрепляющий элемент, увеличивается, и температура оболочки в зоне подкрепления повышается примерно на 20 °C.

По краям реальных нагревателей происходит значительное снижение плотности теплового потока из-за их конечных размеров. При одинаковой длине нагревателя и испытываемой конструкции в крайней точке конструкции плотность потока лучистой энергии будет в 2 раза меньше по сравнению с бесконечным нагревателем [20, 21]. Неравномерность плотности теплового потока также появляется из-за наличия стыков между излучателями в конструкции нагревателя и других особенностей конструкции. Для оценки возможности применения комбинированного метода нагрева необходимо учитывать влияние неравномерности плотности теплового потока, поступающего от нагревателя, на температурное состояние испытываемой конструкции.

Тепловой анализ с НЭ конечных размеров (длина НЭ составляла 375 мм, длина тела накала — 300 мм) проводился с учетом неравномерности плотности теплового потока, поступающего в конструкцию корпуса топливного отсека. Расстояние l от НЭ до объекта испытаний принималось прежним и составляло 55 мм. Сравнение температурных полей топливного отсека при радиационном и комбинированном методах нагрева приведено на рис. 4.

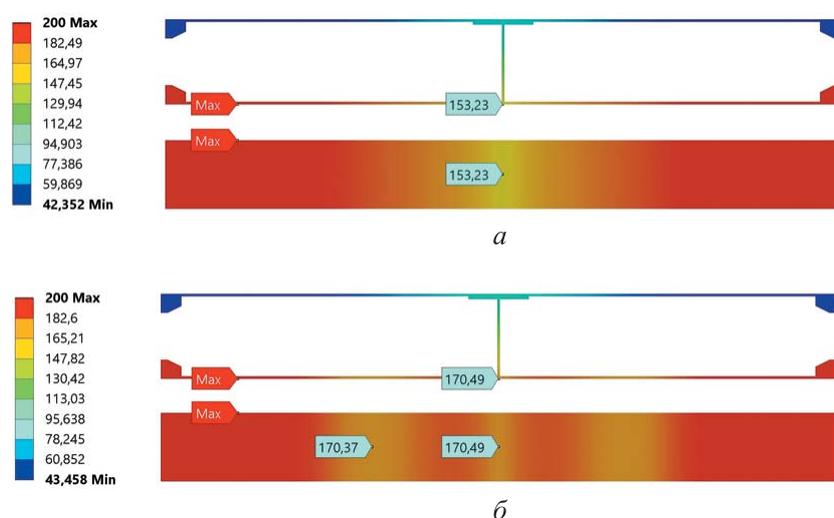


Рис. 4. Распределение температуры в конструкции топливного отсека при $l = 55$ мм (а, б — см. рис. 3)

Отметим, что в условиях нагревателей с НЭ конечных размеров при использовании комбинированного метода нагрева температура внутренней оболочки в зоне стыка с НЭ уменьшается и появляются дополнительные неравномерности в температурном поле.

При поддержании максимальной температуры оболочки на уровне 200 °С в стационарном режиме температура оболочки в зоне стыка с НЭ составляет 170 °С при комбинированном методе, что на 11 °С меньше температуры при радиационном методе нагрева. В зоне элемента подкрепления при комбинированном методе температура увеличилась по сравнению с радиационным методом. Неравномерность температуры в зоне стыка с НЭ зависит от расстояния l между НЭ и конструкцией. При увеличении расстояния между нагревателем и объектом испытаний от 55 до 150 мм в зоне стыка с НЭ температура практически не изменяется, а в зоне элемента подкрепления температура оболочки увеличивается. Результаты распределения температуры в конструкции корпуса топливного отсека при каждом методе нагрева при $l = 150$ мм приведены на рис. 5.

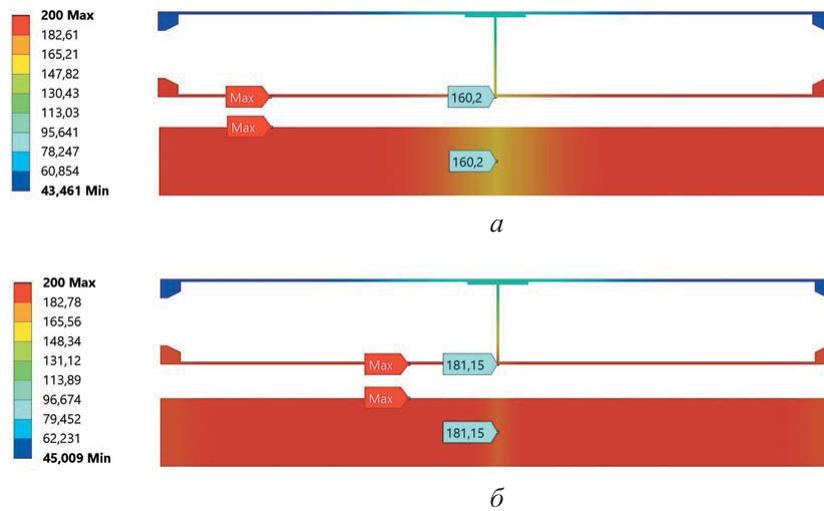


Рис. 5. Распределение температуры в конструкции топливного отсека при $l = 150$ мм (а, б — см. рис. 3)

Увеличить расстояние l между нагревателем и объектом испытаний до 150 мм, используя имеющиеся конструкции корпуса топливного отсека и цилиндрического нагревателя, не представляется возможным. Данное моделирование проведено в сравнительных целях.

В результате проведенного теплового анализа получены распределения температурных полей в конструкции топливного отсека при трех различных постановках задачи. Графики температуры вдоль внутренней оболочки топливного отсека при рассмотренных постановках задачи приведены на рис. 6.

Экспериментальное оборудование, средства измерений и система управления экспериментом. Для проведения исследований теплообмена при комбинированном методе нагрева создана экспериментальная установка, позволяющая воспроизводить условия, необходимые для получения и анализа данных о возможном использовании комбинированного метода и проверке некоторых конструктивных решений.

Схема экспериментальной установки приведена на рис. 7. Установка состоит из корпуса топливного отсека летательного аппарата, изготовленного из алюминиевого сплава. Цилиндрический нагреватель на кварцевых лампах расположен внутри топливного отсека. Излучатели закреплены в кольцах, к которым подведены токоподводы. Кольца закреплены на алюминиевой трубе, выполняющей роль каркаса и экрана. В ней же проложены и токоподводы. Для различных вариантов исследований предусмотрена возможность перемещения нагревателя вдоль оси

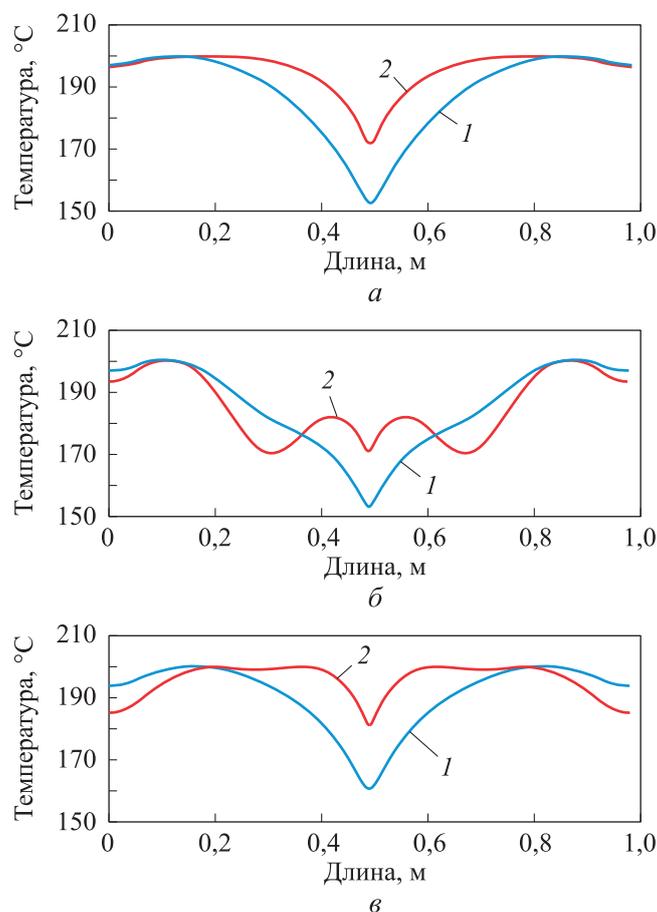


Рис. 6. Графики температуры вдоль внутренней оболочки топливного отсека при идеальном бесконечном НЭ, $l = 55$ мм (а), НЭ конечных размеров, $l = 55$ (б) и 150 мм (в); 1 — радиационный метод нагрева при $\alpha = 5$ Вт/(м² · °С); 2 — комбинированный метод нагрева при $\alpha = 50$ Вт/(м² · °С)

корпуса топливного отсека. Поток воздуха поступает в исследуемую зону с помощью осевого вентилятора, закрепленного к корпусу топливного отсека с помощью специального переходника.

Осевой вентилятор в совокупности с преобразователем частоты позволяет создавать потоки воздуха различной скорости. Скорость потока воздуха измеряют с помощью дифференциального манометра и трубки Пито, температуру в исследуемой зоне — с помощью установленных на отсеке термопар типа К и бесконтактного средства измерения температур — тепловизионной камеры, температуру стенки тоннеля измеряют тепловизором через люк в наружной оболочке.

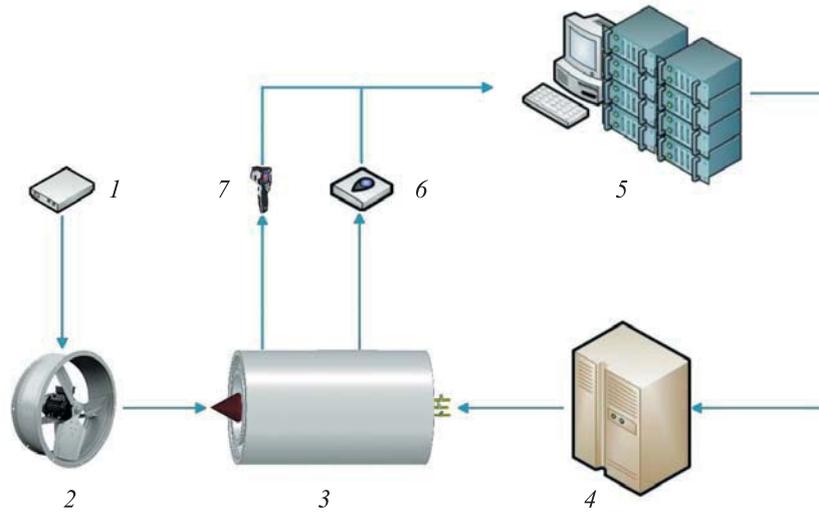


Рис. 7. Схема экспериментальной установки:

1 — преобразователь частоты; 2 — осевой вентилятор; 3 — экспериментальная модель;
4 — тиристорный агрегат; 5 — информационно-измерительная система;
6 — датчик температуры; 7 — тепловизор

Экспериментальное моделирование температурного состояния топливного отсека. В целях получения экспериментальных данных о температурных полях в конструкции топливного отсека при использовании радиационного и комбинированного методов нагрева, при их сравнении и апробации применимости комбинированного метода нагрева в реальных условиях на натурной конструкции проведены испытания для каждого метода. Поочередно нагревали конструкции топливного отсека радиационным и комбинированным методами. В соответствии с проведенным расчетным моделированием режим нагрева задавали до 200 °С по термопаре ТС_2 (рис. 8), имеющей наибольшее значение температуры.

При нагреве конструкции радиационным методом на НЭ подавалось напряжение (излучатель 3, см. рис. 2). Во время испытаний напряжением управляли с помощью тиристорного преобразователя. Конструкция нагревалась комбинированным методом аналогичным способом. При комбинированном методе дополнительно с применением осевого вентилятора воздух подавался во внутренний канал топливного отсека со скоростью $v = 14$ м/с. Мощность нагревателя при комбинированном методе была больше на 300 % по сравнению с радиационным методом.

Результаты измерения температуры топливного отсека при проведении испытаний с использованием двух методов нагрева и схема установки термопар приведены на рис. 8.

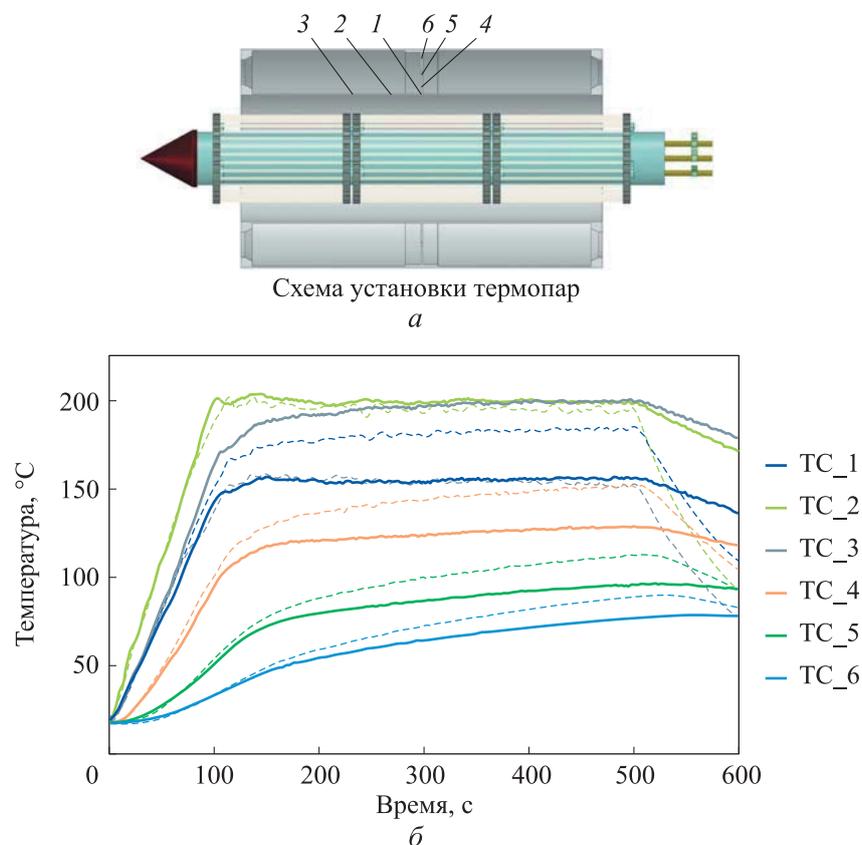


Рис. 8. Схема установки термопар (а) и результаты измерения температуры при радиационном (сплошная) и комбинированном (штриховая) методах нагрева (б); TC_1–TC_6 — термоэлектрические преобразователи типа К

В результате экспериментального моделирования установлено увеличение значения теплового потока, поступающего в оболочку в зоне подкрепляющего элемента, и соответственно увеличение температуры в этой зоне. Следует отметить, что температура оболочки топливного отсека в месте установки термопары TC_1 увеличивается от 155 до 183 °С при использовании комбинированного метода нагрева. В соответствии с показаниями термопар TC_4, TC_5, TC_6 также увеличивается температура по длине подкрепляющего элемента.

Заключение. При использовании комбинированного метода нагрева можно увеличить значение тепловых потоков, поступающих в элемент подкрепления, что позволит уменьшить температурные неравномерности в месте стыка оболочки с подкрепляющим элементом. Таким образом уменьшится различие в температурном состоянии конструкции между радиационным и аэродинамическим (конвективным) нагревами. Комбини-

рованный метод нагрева имеет ограниченное применение, поскольку возможно увеличение температурных неравномерностей на нагреваемой поверхности в зоне стыка нагревателей.

Вывод. Комбинированный метод нагрева можно применять при правильно выстроенной методике испытаний с учетом рационального расположения радиационного нагревателя относительно объекта испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Баранов А.Н., Белозеров Л.Г., Ильин Ю.С. и др. Статические испытания на прочность сверхзвуковых самолетов. М., Машиностроение, 1974.
- [2] Баранов А.Н. Статические и теплопрочностные испытания летательных аппаратов. М., ЦАГИ, 2009.
- [3] Полежаев Ю.В., Резник С.В., Баранов А.Н. Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее. Т. 3. Экспериментальные исследования. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002.
- [4] Дракин И.И. Аэродинамический и лучистый нагрев в полете. М., Оборонгиз, 1961.
- [5] Зигель Р., Хауэлл Дж. Теплообмен излучением. М., Мир, 1975.
- [6] Оцисик М.Н. Сложный теплообмен. М., Мир, 1976.
- [7] Марченко В.М. Температурные поля и напряжения в конструкции летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1965.
- [8] Зарубин В.С. Температурные поля в конструкции летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1978.
- [9] Боли Б., Уэйнер Дж. Теория температурных напряжений. М., Мир, 1964.
- [10] Мэнсон С. Температурные напряжения и малоцикловая усталость. М., Машиностроение, 1974.
- [11] Гейтвуд Б.Е. Температурные напряжения применительно к самолетам, снарядам, турбинам и ядерным реакторам. М., ИИЛ, 1959.
- [12] Райлян В.С. Способ задания тепловых режимов керамических обтекателей ракет. Патент РФ 2451971. Заявл. 08.12.2010, опубл. 27.05.2012.
- [13] Страполова В.Н. Разработка терморегулирующего покрытия, содержащего наночастицы оксидов металлов. Дис. ... канд. хим. наук. М., РХТУ им. Д.И. Менделеева, 2017.
- [14] Бобров А.В., Бурцев С.И., Лопухов И.И. и др. Стенд теплопрочностных испытаний. Патент РФ 2519053. Заявл. 25.12.2012, опубл. 10.06.2014.
- [15] Сергеев А.С. Способ воспроизведения в лабораторных условиях аэродинамического нагревания и охлаждения летательных аппаратов или их отдельных частей. Патент СССР 120940. Заявл. 12.05.1958, опубл. 01.01.1959.

[16] Баранов А.Н., Сергеев А.С., Ходжаев Ю.Д. Стенд для испытания на прочность панелей летательных аппаратов. Патент 221360 СССР. Заявл. 10.04.1967, опубл. 19.09.1968.

[17] Гвоздев М.С., Лопухов И.И. Расчетно-экспериментальное исследование теплообмена при радиационно-конвективном методе испытания конструкций. *XLIV Академические чтения по космонавтике. Т. 2.* М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, с. 650–651. EDN: YIWYLL

[18] Гвоздев М.С., Лопухов И.И. Исследование нагрева конструкций с подкрепляющими элементами на стендах с радиационными излучателями. *Молодежь. Наука. Инновации в оборонно-промышленном комплексе. IV Всерос. науч.-практ. конф. молодых ученых и специалистов организаций.* Реутов, РАРАН, 2020, с. 216–224.

[19] Гвоздев М.С., Лопухов И.И., Филимонов А.Б. Методы экспериментального моделирования теплового состояния конструкций с применением радиационных нагревателей. *XLV Академические чтения по космонавтике. Т. 4.* М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, с. 451–453. EDN: RVAVXX

[20] Баранов А.Н. Теплопрочностные испытания летательных аппаратов. М., ЦАГИ, 1999.

[21] Елисеев В.Н., Товстоног В.А. Теплообмен и тепловые испытания материалов и конструкций аэрокосмической техники при радиационном нагреве. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.

Гвоздев Михаил Сергеевич — инженер 2-й категории АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143960, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33).

Лопухов Игорь Иванович — главный специалист отделения АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143960, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Гвоздев М.С., Лопухов И.И. Моделирование температурного состояния конструкций с силовым набором на примере топливного отсека летательного аппарата в условиях радиационного нагрева. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2024, № 2 (149), с. 194–208. EDN: VRHRSU

**SIMULATING TEMPERATURE STATE OF STRUCTURES
WITH THE POWER ELEMENTS USING THE EXAMPLE
OF AN AIRCRAFT FUEL COMPARTMENT EXPOSED
TO RADIATION HEATING**

M.S. Gvozdev
I.I. Lopukhov

sigma@vpk.npomash.ru

JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”, Reutov, Moscow Region, Russian Federation

Abstract

The paper presents results of studying the combined heating method influence on the temperature fields reproduction in the full-scale aircraft structures under bench testing. The combined heating method means a test method, where the structure being tested is simultaneously subjected to radiation heating and exposed to a flow of cold air during the forced convection. This method could be introduced in thermal or thermal-strength tests of the aircraft structures containing adjacent elements with different heat capacities to reduce the heating unevenness. The combined heating method makes it possible to more accurately simulate temperature fields in a structure containing elements with different heat capacities compared to the radiation method of heating structures, which is widely used in thermal and thermal-strength tests. The paper also presents results of studying the combined test method influence on the structure uneven heating, which appears due to design specifics of the heaters used, as well as results of computational and physical simulation of the temperature state of a structure with the reinforcement elements using the example of the aircraft fuel compartment

Keywords

Radiation heaters, aircraft, fuel compartment, reinforcement elements, combined method, thermal tests

Received 15.03.2024

Accepted 05.04.2024

© Author(s), 2024

REFERENCES

- [1] Baranov A.N., Belozero L.G., Ilin Yu.S., et al. Sticheskie ispytaniya na prochnost sverkhzvukovykh samoletov [Static structural tests of supersonic aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974.
- [2] Baranov A.N. Sticheskie i teploprochnostnye ispytaniya letatelnykh apparatov [Static and thermal structural tests of aircraft]. Moscow, TsAGI Publ., 2009.
- [3] Polezhaev Yu.V., Reznik S.V., Baranov A.N. Materialy i pokrytiya v ekstremalnykh usloviyakh. Vzgl'yad v budushchee. T. 3. Eksperimentalnye issledovaniya [Materials and

coatings in extreme conditions. Look into the future. Vol. 3. Experimental research]. Moscow, BMSTU Publ., 2002.

[4] Drakin I.I. Aerodinamicheskiy i luchistyy nagrev v polete [Aerodynamic and radiant heating in flight]. Moscow, Oborongiz Publ., 1961.

[5] Siegel R., Howell J.R. Thermal radiation heat transfer. Washington, Hemisphere, 1972.

[6] Ozisik M.N. Radiative transfer and interactions with conduction and convection. New York, Wiley, 1973.

[7] Marchenko V.M. Temperaturnye polya i napryazheniya v konstruktsii letatelnykh apparatov [Temperature fields and stresses in aircraft design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965.

[8] Zarubin V.S. Temperaturnye polya v konstruktsii letatelnykh apparatov [Temperature fields in aircraft design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978.

[9] Boley B.A., Weiner J.H. Theory of thermal stresses. New York, Wiley, 1960.

[10] Manson S.S. Thermal stress and low-cycle fatigue. New York, McGraw-Hill, 1966.

[11] Gatewood B.E. Thermal stresses with applications to airplanes, missiles, turbines and nuclear reactors. New York, McGraw-Hill, 1957.

[12] Raylyan V.S. Sposob zadaniya teplovykh rezhimov keramicheskikh obtekateley raket [Method of setting thermal conditions of ceramic rocket cowlings]. Patent RU 2451971. Appl. 08.12.2010, publ. 27.05.2012 (in Russ.).

[13] Strapolova V.N. Razrabotka termoreguliruyushchego pokrytiya, sodержashchego nanochastitsy oksidov metallov. Dis. kand. khim. nauk [Development of a thermal control coating containing nanoparticles of metal oxides. Cand. Sc. (Chem.). Diss.]. Moscow, RKhTU im. D.I. Mendeleeva, 2017 (in Russ.).

[14] Bobrov A.V., Burtsev S.I., Lopukhov I.I., et al. Stend teploprochnostnykh ispytaniy [Bench for thermal and strength tests]. Patent RU 2519053. Appl. 25.12.2012, publ. 10.06.2014 (in Russ.).

[15] Sergeev A.S. Sposob vosproizvedeniya v laboratornykh usloviyakh aerodinamicheskogo nagrevaniya i okhlazhdeniya letatelnykh apparatov ili ikh otdelnykh chastey [A method for reproducing aerodynamic heating and cooling of aircraft or their individual parts in laboratory conditions]. Patent USSR 120940. Appl. 12.05.1958, publ. 01.01.1959 (in Russ.).

[16] Baranov A.N., Sergeev A.S., Khodzhaev Yu.D. Stend dlya ispytaniya na prochnost paneley letatelnykh apparatov [Test bench for strength testing of aircraft panels]. Patent 221360 USSR. Appl. 10.04.1967, publ. 19.09.1968 (in Russ.).

[17] Gvozdev M.S., Lopukhov I.I. [Analytical and experimental research of heat exchange during radiative-convective tests of structures]. *XLIV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike. T. 2* [XLIV Academic Readings on Cosmonautics. Vol. 2]. Moscow, BMSTU Publ., 2020, pp. 650–651 (in Russ.). EDN: YIWYLL

[18] Gvozdev M.S., Lopukhov I.I. [Study on structures heating with reinforcing elements on stands with radiation emitters]. *IV Vseros. nauch.-prakt. konf. molodykh uchennykh*

i spetsialistov organizatsiy [IV Russ. Sc.-Pract. Conf. of Young Scientists and Company Specialists]. Reutov, RARAN Publ., 2020, pp. 216–224 (in Russ.).

[19] Gvozdev M.S., Lopukhov I.I., Filimonov A.B. [Methods for experimental simulation of structures' thermal state using radiation heaters]. *XLV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike. T. 4* [XLV Academic Readings on Cosmonautics. Vol. 4]. Moscow, BMSTU Publ., 2021, pp. 451–453 (in Russ.). EDN: RVAVXX

[20] Baranov A.N. *Teploprochnostnye ispytaniya letatelnykh apparatov* [Thermal structural tests of aircraft]. Moscow, TsAGI Publ., 1999.

[21] Eliseev V.N., Tovstonog V.A. *Teploobmen i teplovye ispytaniya materialov i konstruktivnykh aerokosmicheskoy tekhniki pri radiatsionnom nagreve* [Heat transfer and heat testing of materials and aerospace structures with radiant heating]. Moscow, BMSTU Publ., 2014.

Gvozdev M.S. — Engineer of the 2nd category, JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya” (Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143960 Russian Federation).

Lopukhov I.I. — Chief Specialist of the Department, JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya” (Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143960 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Gvozdev M.S., Lopukhov I.I. Simulating temperature state of structures with the power elements using the example of an aircraft fuel compartment exposed to radiation heating. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2024, no. 2 (149), pp. 194–208 (in Russ.). EDN: VRHRSU