

Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 10. С. 487–495
Thermal processes in engineering, 2024, vol. 16, no. 10, pp. 487–495

Научная статья
УДК 536.24
URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=184117>
EDN: <https://www.elibrary.ru/FSXMXV>

Исследование методов решения задач определения теплового нагружения конструкции летательного аппарата на стартовом участке

М.А. Денисов^{1✉}, В.С. Медведь², С.И. Лудильщикова³

^{1,2,3}АО «КТРВ», Королев, Российская Федерация
¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
¹mikdenisov@gmail.com✉

Аннотация. В статье рассмотрены методики расчета теплового нагружения отсека летательного аппарата (ЛА) с использованием критериальных уравнений, прямого моделирования связанной задачи тепломассообмена и комбинированного решения задачи с разделением расчетных областей на внешнюю и внутреннюю задачи тепломассообмена. Приведены основные положения и допущения использованных методик расчета температурного состояния, результаты кросс-верификации методик расчета теплового состояния ЛА. Представлены результаты валидации решения задач температурного состояния ЛА в условиях действия быстропротекающих процессов по результатам натурного моделирования. В результате исследований подтверждена применимость упрощенной методики для расчета температурного нагружения отсека ЛА с отклонением не более 7 °С от результатов, полученных в процессе натурального эксперимента.

Ключевые слова: валидация, эксперимент, конструкция летательного аппарата, теплообмен, летательный аппарат, математические методы

Для цитирования. Денисов М.А., Медведь В.С., Лудильщикова С.И. Исследование методов решения задач определения теплового нагружения конструкции летательного аппарата на стартовом участке // Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 10. С. 487–495. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=184117>

Original article

Investigating methods of determining the thermal loading of the aircraft during launch sequence

M.A. Denisov^{1✉}, V.S. Medved², S.I. Ludilshchikova³

^{1,2,3}JSC “Tactical Missile Corporation”, Korolyov, Russian Federation
¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
¹mikdenisov@gmail.com✉

Abstract. The development of advanced aircrafts is one of the priority tasks of the aerospace industry. At the stage of experimental design work (EDW) for the creation of aircraft, a wide range of science-

intensive and technical problems of varying complexity are solved, including the calculation of the temperature regime of its structural elements. The study of methods for solving problems related to thermal loading opens new opportunities for optimal design of aircraft, rocket and space equipment.

High heat flows acting on the product during operation, together with high aerodynamic loads lead to the need to strengthen the structure of aircraft, using active and passive heat protection, increasing mass characteristics and reducing the characteristics of aircraft. For this reason, the correct assessment of the thermal state of the aircraft at the early stages of development work significantly affects the design decisions taken in the development of products, the cost and duration of design.

The following computational and experimental studies have been carried out to achieve the goal:

1. The problem defining the heat flow to the aircraft during flight using the method of criterion relations and direct calculation of the coupled problem have been solved.
2. Calculations of the thermal regime of the aircraft components were carried out;
3. Comparison of the investigated calculation methods has been carried out;
4. Validation of the results of calculation studies of the thermal mode with the results of experimental work on the test site using a full-size sample of the product was carried out.

Using the criterion and coupled approaches, calculations of the temperature regime at the stage of the aircraft launch with the description of the temperature field during further operation of the product were performed.

The results of cross-verification analysis confirmed qualitative and quantitative convergence of maximum temperatures in the control points of the aircraft design. In the temperature range from plus 200 °C to plus 400 °C the discrepancy does not exceed 20 °C, in the range up to plus 80 °C – 4 °C.

By results of researches qualitative and quantitative convergence of methods of definition of boundary conditions with use of criterion equations and direct modeling of the flow over the first compartment of the aircraft is confirmed. Absolute deviation of temperature determination obtained by comparing temperature probe readings and results of direct calculation does not exceed 3 °C in the temperature range up to plus 60 °C. The temperatures obtained by the results of calculation using the criterion relations are overestimated – the absolute deviation between the calculation results and the experimental data does not exceed 7 °C with the experimental data.

Keywords: validation, experiment, aircraft structure, heat exchange, aircraft, mathematical methods

For citation. Denisov M.A., Medved V.S., Ludilshchikova S.I. Investigating methods of determining the thermal loading of the aircraft during launch sequence. *Thermal processes in engineering*. 2024, vol. 16, no. 10, pp. 487–495. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=184117>

Введение

Разработка перспективных летательных аппаратов (ЛА) является одной из приоритетных задач отечественного машиностроения. На этапе опытных конструкторских работ (ОКР) по созданию ЛА решается широкий спектр наукоемких и технических задач различной сложности, включающих расчет температурного режима элементов его конструкции. Исследование методов решения задач, связанных с тепловым нагружением, открывает новые возможности для оптимального проектирования изделий авиационной, ракетной и космической техники [1].

Высокие тепловые потоки, действующие на изделие в процессе эксплуатации, вместе с высокими аэродинамическими нагрузками приводят к необходимости укрепления конструкции ЛА, использования средств активной и пассивной теплозащиты, повышению массовых характеристик и снижению тактико-технических характеристик ЛА. По этой причине правильная оценка температурного состояния ЛА на ранних стадиях ОКР в значительной мере влияет на принимаемые при разработке изделий конструкторские решения, стоимость и продолжительность проектирования.

Проведение тепловых расчетов конструкций ЛА в рамках оперативных конструкторских работ осложняется следующими факторами:

1. Неполнота исходных данных и их неоднозначность на раннем этапе проектирования. Часто исходные данные, заложенные при проектировании изделий ракетно-космической техники в современных условиях, подвергаются изменениям как на этапе разработки, так и по результатам испытаний. При таких условиях построение более точных, но сложных моделей увеличивает время проектирования без существенного улучшения результата.

2. Несовпадение исходных данных параметров атмосферы, воздуха и материалов в государственных и отраслевых стандартах.

3. Требования достоверного и одновременно оперативного определения теплового режима ЛА.

4. Интенсивное изменение режима обтекания некоторых ЛА вместе с характеристиками окружающей среды: высоты полета, температуры окружающей среды. Изменение режима обтекания при использовании прямых расчетов требует значительного повышения затрат вычислительных ресурсов и времени работы для достижения сходимости расчетов.

Целью работы является исследование методов решения задач определения теплового нагружения конструкции летательного аппарата на стартовом участке, характеризующимся высокой скоростью изменения условий обтекания: скорости движения ЛА, давления и температуры окружающего воздуха. Методами исследования являются методы вычислительной гидродинамики и конечно-элементного анализа. Для подтверждения результатов исследования выполнена валидация расчетов по результатам опытной работы.

Для достижения поставленной цели проведены следующие расчетно-экспериментальные исследования:

1. Решены нестационарные задачи обтекания ЛА интенсивным внешним тепловым потоком с использованием метода критерияльных соотношений и прямого расчета связанной задачи.

2. Проведены расчеты теплового режима составных частей ЛА;

3. Проведено сравнение исследуемых методов расчета;

4. Проведена валидация результатов расчетных исследований теплового режима с результатами опытной работы на полигоне с использованием полноразмерного образца изделия.

Схема проведения работ по исследованию подходов к решению задачи определения температурного нагружения ЛА, содержащая пункты 1–4, представлена на рис. 1.

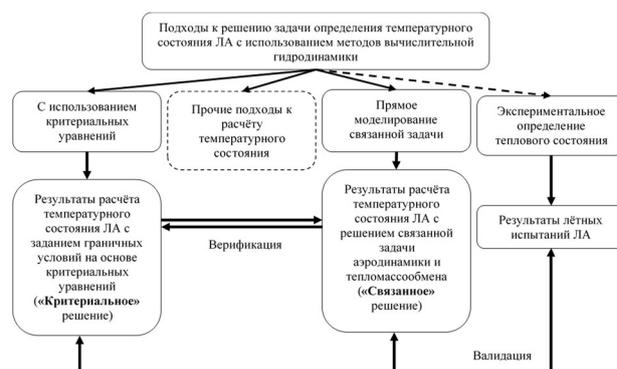


Рис. 1. Схема проведения работ

Материалы и методы

В рамках работы рассмотрены два подхода к заданию граничных условий на поверхности ЛА:

– Решение задачи с использованием критерияльных уравнений позволяет оперативно оценить тепловой режим изделия за счет использования в качестве граничных условий значений коэффициента теплоотдачи и температур потока, определяемых аналитически [2, 3].

– Решение связанной задачи теплопроводности и обтекания изделия, при которой задачи внешнего течения и теплопроводности решаются внутри одной модели, содержащей изделие и внешнюю среду, что позволяет напрямую смоделировать конвекцию и теплопроводность в расчетной области [4].

Достоинством прямого моделирования является возможность определять тепловое нагружение сложных систем, для которых структура течения будет сложной и существенно влиять на тепловое нагружение составных частей изделия как в сторону увеличения теплового потока, так и в сторону его снижения [5–7]. Примерами подобных структур являются интерцепторы и обтекатели, открытые с донной части, а также возможность оценки взаимодействия реактивных

струи со скачками уплотнения [8]. Пример структур течения, возникающих около таких агрегатов, представлен на рис. 2.

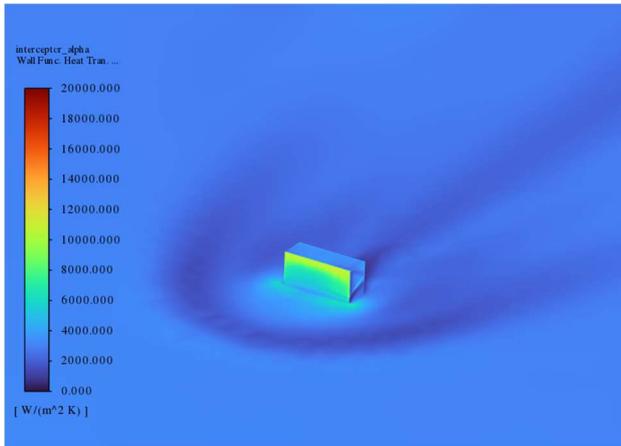


Рис. 2. Распределение коэффициента теплоотдачи в области за интерцептором

Изменение течения вносит существенные изменения в тепловой режим поверхностей, расположенных по направлению течения. К недостаткам относится повышенная сложность в подготовке моделей, увеличенное время расчета за счет роста размера модели и снижения шага для сохранения сходимости потока.

В процессе конвективного теплообмена участвуют два механизма передачи тепла, действующие совместно: макродвижения жидкой среды и микродвижения – теплопроводность. Количество теплоты, переданное в процессе теплоотдачи, определяется по уравнению Ньютона–Рихмана (1)

$$Q = \alpha(T_{\text{п}} - T_{\text{ж}}) \times F, \quad (1)$$

где Q – тепловой поток, Вт, α – коэффициент теплоотдачи, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2\text{К}}$, $T_{\text{п}}$ – температура поверхности, К, $T_{\text{ж}}$ – температура жидкости, К, F – площадь поверхности теплоотдачи, м^2 .

В общем случае коэффициент теплоотдачи α является сложной функцией режима и вида движения жидкости или газа, их физических свойств, размеров и формы стенки, ее шероховатости.

Определение коэффициента теплоотдачи для внешнего обтекания обшивки и течения газа по соплу производится на основе критериальных уравнений, описывающих турбулентный поток около пластины [9].

Полученные значения интерполированы на основании расчетных зависимостей для получения коэффициента теплоотдачи на плоской стенке (2)–(5):

$$\alpha_x = \frac{Nu_{\text{п}}}{Re_{\text{п}}^{0,8}} \times \frac{\rho_{\text{п}}^{0,8} \times u_1^{0,8} \times \mu_{\text{п}}^{0,2}}{x^{0,2}} \times \frac{C_p}{Pr_{\text{п}}}, \quad (2)$$

$$Nu_{\text{п}} = 0,0296 \times Re_{\text{п}}^{0,8} \times Pr_{\text{п}}^{0,43} \times K_T, \quad (3)$$

$$K_T = \left(\frac{T_{\text{п}}}{T_c}\right)^{0,4} \times (1 + r \times \omega)^{0,11}, \quad (4)$$

$$\omega = \frac{k - 1}{2} \times M_1^2, \quad (5)$$

где α_x – коэффициент теплоотдачи в точке пластины с координатой x , $Nu_{\text{п}}$, $Re_{\text{п}}$, $Pr_{\text{п}}$ – критерии Нуссельта, Рейнольдса и Прандтля соответственно. Характеризуют подобие процессов теплопереноса, гидродинамического режима потока и физико-химические свойства теплоносителя. K_T – коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости потока, $r = Pr_{\text{п}}^{0,4} \approx 0,71^{0,4} = 0,87$ – коэффициент восстановления, величины с индексом «П» взяты при температуре поверхности, величина u_1 взяты в окрестности точки измерения вне пограничного слоя.

Учет произвольного распределения давления вне пограничного слоя достигается за счет использования метода эффективной длины [10]. В методе предполагается, что тепловой поток в точке тела будет таким же, как в рассматриваемой точке на пластине с теми же местными параметрами течения при условии одинаковых толщин потери энергии в обоих случаях. По сути, на пластине и цилиндре, имеющем радиус R , длиной $x_{\text{эф}}$ будет отдано стенке такое же количество тепла, как и в рассматриваемом теле на длине x .

Частным случаем использования метода эффективной длины является соотношение, связывающее интенсивности тепловых потоков на конусе и пластине при малых углах полураствора конуса $(q_w)_{\text{к}} = 1,175 (q_w)_{\text{пл}}$.

При использовании данного метода распределение температур может быть уточнено по результатам экспериментальной отработки за счет уточненного определения коэффициента K_T за счет измерения суммарного количества тепла, отданного стенке, находящейся на расстоянии x от носа ЛА.

При изменении характерных размеров ЛА (прежде всего длины) необходимо выделять не только боковую поверхность, но и описывать течения в окрестности затуплений носового обтекателя и кромок аэродинамических поверхностей по методикам, приведенным в работе [10]. Изменение характерных размеров ЛА учитывается прежде всего в значении x , присутствующем в формуле (2) как в явном виде, так и в составе числа Рейнольдса. Для конической поверхности, обтекаемой при малых углах атаки, влиянием угла полураствора конуса, а следовательно, и другими его параметрами кроме длины образующей x , можно пренебречь. Изменение точности расчета по формулам (2)–(5) при изменении размеров ЛА необходимо исследовать дополнительно.

Использование критериальных уравнений позволяет снизить время построения модели и время расчета за счет значительного снижения времени определения внешнего теплового нагружения ЛА посредством замены воздействия со стороны течения на граничные условия, определяемые из системы уравнений (1)–(5). При рассмотрении ЛА с простыми схемами обтекания данная методика с учетом использования метода эффективной длины позволяет определять внешние тепловые воздействия на ЛА.

Для расчета теплового состояния первого отсека ЛА имеющаяся твердотельная модель сведена к расчетной. Основные упрощения модели включали в себя:

- Исключение внутренних крепежных элементов. Внешние крепежные элементы, соединяющие крепления оборудования с корпусом ЛА, оставлены в модели для уточненного моделирования теплопередачи;
- Исключение зазоров, содержащихся в исходной модели. При проведении расчетов контакт между составными частями отсека предполагается идеальным;
- Замена последующих отсеков ЛА твердотельными оболочками. Данное упрощение актуально для связанного метода расчета и позволяет имитировать обтекание первого и последующих отсеков изделия при снижении размера модели;
- Поскольку компоновка отсека ЛА являлась асимметричной, в обоих методах использована

полная модель отсека. Для снижения затрат вычислительных ресурсов возможно использование части модели, полученной рассечением исходной модели вдоль одной или нескольких плоскостей продольной симметрии.

Расчетная модель представляет собой первый отсек ЛА, содержащий упрощенную компоновку оборудования. В модели присутствуют точки замера температур, совпадающие с точками установки терморезисторов в натурных испытаниях.

На рис. 3 представлен пример выполнения конечно-элементной модели первого отсека ЛА, построенный для решения с использованием методики связанного моделирования и критериальных уравнений.

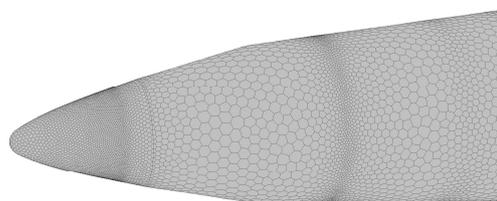


Рис. 3. Конечно-элементная модель первого отсека ЛА

Построение конечно-элементной модели произведено с использованием полиэдрических элементов в программном комплексе Ansys Fluent. При использовании последней рассматривалась только область, ограниченная внешней поверхностью первого отсека ЛА.

Расчет теплового состояния реализован за счет использования метода контрольных объемов (МКО) на полиэдрической сетке. В модели учитывается конвективный теплообмен воздуха отсека с составными частями первого отсека и переизлучение между составными частями отсека. При решении связанной задачи теплоотдача между стенкой отсека и набегающим потоком моделируется напрямую, использование критериальных методик предусматривает замену прямого моделирования граничными условиями третьего рода [11].

Основные характеристики модели и используемые допущения:

1. Течение воздуха внутри отсека из-за малых скоростей движения считается ламинарным;
2. Воздух отсека считается идеальным многоатомным газом с характеристиками, не зависящими от температуры;

3. Отсек ЛА считается герметичным – скорость падения давления в отсеке много меньше времени полета изделия;

4. Лучистый теплообмен реализован в детерминированной постановке за счет применения метода угловых коэффициентов («Surface to surface» в Ansys Fluent) с предварительным вычислением матрицы угловых коэффициентов [12]. Как следствие использования метода S2S не рассматривается излучение с внешней поверхности модели;

5. Тела отсека с точки зрения поглощательной способности считаются серыми, а испускаемое ими излучение – диффузным;

6. Зависимости удельной теплоемкости и теплопроводности материалов первого отсека заданы кусочно-линейно аппроксимацией. При решении задач обтекания с использованием областей – тонкостенных оболочек используется отдельный материал с постоянными характеристиками, соответствующих ожидаемым характеристикам материала в данном температурном диапазоне. Предполагается, что характеристики материалов таких областей с ростом температуры изменяются незначительно.

При решении связанной задачи учтен нагрев воздуха в пограничном слое за счет вязкого трения при внешнем обтекании отсека ЛА и изменение характеристик воздуха в зависимости от температуры. Приняты следующие модели изменения характеристик воздуха:

1. Плотность – модель идеального газа;
2. Теплоемкость воздуха – девятиточечная нелинейная интерполяция [13];
3. Вязкость воздуха – по методу Сазерленда;
4. Теплопроводность газа – по кинетической теории.

Температуры потока адаптированы с учетом температур атмосферы в ходе натурных испытаний. Температура используемой в расчете атмосферы на уровне моря в стартовой системе координат соответствует начальной температуре показаний с датчиков, равной плюс 5 °С. Расчет температур атмосферы произведен в соответствии с отраслевыми стандартами, предназначенными для атмосферы северного полушария по высоте до 45 км для объектов авиационной техники. Начальные условия заданы в виде температуры плюс 5 °С по всем составным частям отсека.

За счет рассмотрения части расчетной области и исключения решения задачи внешнего обтекания удалось значительно повысить шаг решения в задаче и сократить время расчета при использовании критериальных соотношений – среднее значение шага расчета при использовании связанного метода составило 0,005 с, при использовании критериальных соотношений – 0,5–2 с. Итоговое количество элементов, количество использованных при решении процессов и время расчета решений для каждой из двух методик решения приведены в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение затрат вычислительных и временных ресурсов при использовании двух методик

Методика	Количество элементов	Количество процессов	Шаг расчета, с	Время расчета
Связанное моделирование	~15 000 000	720	0,005	3 дня
Использование критериальных уравнений	~1 000 000	10	0,5–2	10 минут

Валидация выполнена на полноразмерном опытно образце по разработанной и утвержденной схеме и методике натурных испытаний ЛА с учетом данных [14, 15]. Принципиальная схема расположения датчиков температуры в первом отсеке ЛА представлена на рис. 4.

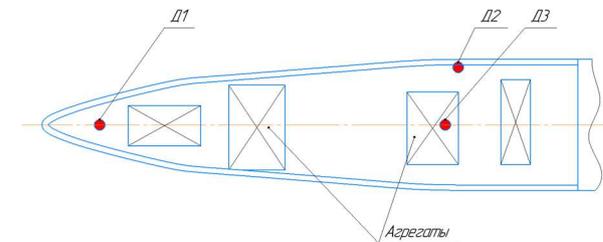


Рис. 4. Принципиальная схема расположения датчиков температуры в первом отсеке ЛА

Датчик № 1 расположен в носовой части первого отсека, датчики № 2 и № 3 – в области приборного отсека на внутренней стороне корпуса и в узле крепления агрегатов приборного отсека соответственно. В натурном эксперименте в указанных точках установлены датчики TSP-100 на базе чувствительных элементов Pt100, отличающихся высокой стабильностью и широким диапазоном рабочих температур.

В качестве натурных испытаний использован пуск ЛА с установленным телеметрическим

оборудованием для записи, обработки и передачи сигнала с температурных и других датчиков.

Результаты

Расчетная задача расчета температурного состояния ЛА решена в программном комплексе Ansys Fluent. С использованием критериального и связанного подходов проведены расчеты температурного режима на этапе старта ЛА с описанием температурного поля при дальнейшей эксплуатации изделия.

По результатам кросс-верификационного анализа подтверждена качественная и количественная сходимость максимальных температур в контрольных точках конструкции ЛА. На рис. 5 и 6 представлены графики зависимости максимальных температур элементов конструкции и агрегатов первого отсека ЛА от времени полета.

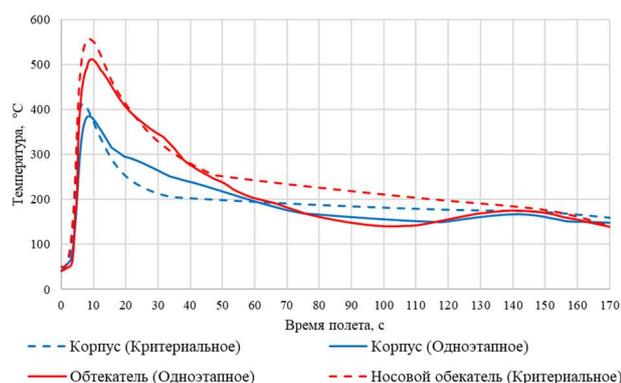


Рис. 5. Сравнение максимальных температур на внешних элементах конструкции первого отсека для двух методов расчета

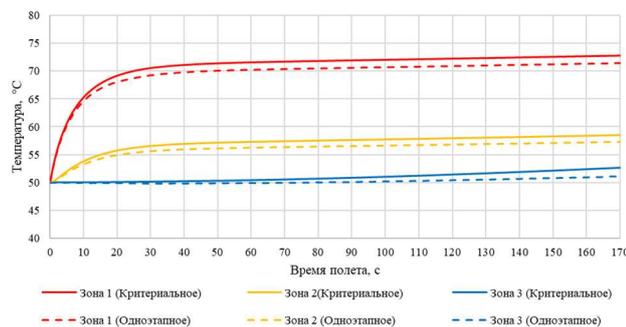


Рис. 6. Сравнение максимальных температур на агрегатах первого отсека для двух методов расчета

В диапазоне температур от плюс 400 °C до плюс 600 °C расхождение максимальных температур между методами, полученное для внешних точек элементов конструкции ЛА, не превышает 35 °C. В диапазоне температур от плюс

200 °C до плюс 400 °C расхождение не превышает 20 °C, в диапазоне до плюс 80 °C – не превышает 4 °C.

На рис. 7 представлены графические зависимости результатов расчетного исследования обтекания ЛА интенсивным внешним тепловым потоком, полученных с использованием двух методов, и результатов экспериментальных исследований, полученных в опытной работе.

Абсолютное отклонение определения температур, полученное при сравнении показаний датчиков и результатов одноэтапного расчета, не превышает 3 °C в диапазоне температур до плюс 60 °C.

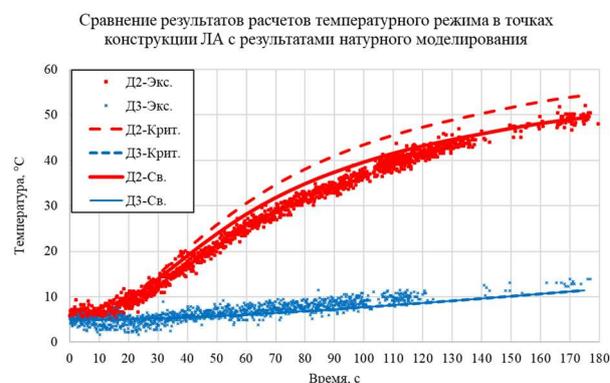


Рис. 7. Сравнительный анализ и графические зависимости результатов расчета методом критериальных соотношений и прямым расчетом связанной задачи с результатами экспериментальных исследований

Температуры, полученные по результатам расчета с помощью критериальных соотношений, оказываются завышенными – абсолютное отклонение между результатами расчета и экспериментальными данными не превышает 7 °C. Результаты моделирования при решении связанной задачи и использовании критериальных уравнений отличаются не более чем на 5 °C – повышенные температуры наблюдаются при использовании критериального подхода.

Обсуждение

В результате сравнения методов между собой и с результатами натуральных испытаний получены следующие выводы:

1. Методы прямого моделирования и использования критериальных уравнений дают схожие качественно и количественно результаты. При использовании такого консервативного параметра, как максимальная температура области, уда-

ется достичь качественного и количественного согласования между температурами на участке старта изделия, полученных двумя методами, с отклонением не более 8 % при использовании абсолютной температуры в Кельвинах;

2. Использование критериальных уравнений для оценки температурного состояния элементов конструкции летательных аппаратов приводит завышенные оценки;

3. Использование результатов расчетов по методике с использованием критериальных уравнений оправдано на начальных этапах ОКР за счет формирования запаса по силе температурного воздействия на элементы конструкции ЛА и относительно низкой трудоемкости по сравнению с решением связанной задачи;

4. Дальнейшее развитие работы помимо расширения валидационного базиса должно включать оценку чувствительности и робастности математической модели к изменениям входных параметров. Подобная оценка может быть произведена по методике, предложенной в докладе [16].

Заключение

В работе проведено исследование методов решения задач определения теплового нагружения конструкции летательного аппарата на стартовом участке. По результатам исследований подтверждена качественная и количественная сходимость методов определения граничных условий с использованием критериальных уравнений и прямого моделирования обтекания ЛА на примере первого отсека изделия.

Для подтверждения результатов расчета проведена их валидация на основании результатов натурного летного эксперимента. Абсолютное отклонение определения температур, полученное при сравнении показаний датчиков и результатов прямого расчета, не превышает 3 °С в диапазоне температур до плюс 60 °С. Температуры, полученные по результатам расчета с помощью критериальных соотношений, оказываются завышенными – абсолютное отклонение между результатами расчета и экспериментальными данными не превышает 7 °С с экспериментальными данными.

Список источников

1. Ямалиев Р.Р., Завьялов Р.А., Суханов А.В. Инструментарий решения проблем создания сложной наукоемкой продукции // Вестник УГАТУ. 2010. №3 (38).

2. Землянский Б.А. (ред.). Конвективный теплообмен летательных аппаратов. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. 380 с.
3. Носатов В.В., Семенов П.А. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвукового турбулентного отрывного течения и локальной теплоотдачи в плоском канале с внезапным расширением // Машиностроение и компьютерные технологии. 2013. № 09.
4. Зинченко В.И., Гольдин В.Д. Решение сопряженной задачи нестационарного теплообмена при сверхзвуковом обтекании затупленного по сфере конуса // Газодинамика в технологических процессах. 2019. Т. 92, № 1.
5. Chettri C. Numerical solution of a 2D flow over a backward facing step // PNAS, 2018. DOI: 10.13140/RG.2.2.28668.64646
6. Ширяев А.В., Серебрянский С.А. Методы снижения температурного нагрева конструкции сверхзвукового самолета // Пятнадцатая международная конференция. «Управление развитием крупномасштабных систем» (MLSD'2022), 2022. DOI: 10.25728/mlsd.2022.0925
7. Гусев С.А., Николаев В.Н. Математическое моделирование теплового состояния герметизированного отсека гиперзвукового самолета // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. № 6.
8. Zhu L., Song J., Hu B. et al. Numerical Investigation on the Interaction between Rocket Jet and Supersonic Inflow // 2023 J. Phys.: Conf. Ser. 2460 012066.
9. Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Костюк В.В. и др. Методы расчета сопряженных задач теплообмена. М.: Машиностроение, 1983. 232 с.
10. Авдеевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: Учебник для авиационных специальностей вузов. М.: Машиностроение, 1992. 529 с.
11. Николаев В.Н. Экспериментально-теоретические исследования теплового состояния приборного отсека фоторазведчика // Вестник СГАУ. 2011. № 6.
12. ANSYS FLUENT 2022 R1 Theory Guide. Ansys Inc., 2022.
13. Srinivasan S., Tannehill J.C., Weilmuenster K.J. Simplified Curve Fits for the Thermodynamic properties of Equilibrium Air. NASA, 1987.
14. Смоленцев Н.А., Самсонов К.С., Блинов П.А. и др. Разработка методики проведения цифровых прочностных испытаний конструкции летательного аппарата при многофакторном нагружении // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 1. С. 31–38. DOI: 10.34759/tpt-2023-15-1-31-38
15. Землянский Б.А., Анфимов Н.А., и др. Методологические основы научных исследований при обосновании направлений космической деятельности, облика перспективных космических комплексов и систем их научно-технического сопровождения. Т. 4 Методология исследований аэротермодинамики и тепловых режимов в обеспечение разработки изделий ракетно-космической техники. М.: Дашков и К, 2016. 384 с.

16. Головнев И.Г., Лапшин К.В., Соколов О.В. Моделирование аэродинамического нагрева элементов ЛА при интервальной неопределенности определяющих параметров // Доклады Юбилейной всероссийской научно-технической конференции «Авиационные системы в XXI веке», Москва, 2022.

References

1. Yamaliev RR, Zav'yalov RA, Sukhanov AV. The means for solving problems of creating complex knowledge-intensive problems. *Vestnik UGATU*. 2010;(3 (38)). (In Russ.).
2. Zemlyanskii BA. (ed.) *Convective heat transfer in aircrafts*. Moscow: FIZMATLIT; 2014. 380 p. (In Russ.).
3. Nosatov VV, Semenov PA. Computational and experimental studies of supersonic turbulent breakaway flow and local heat transfer in a flat channel with sudden expansion. *Mashinostroyeniye i mashinostroyitel'nye tekhnologii*. 2013;(09). (In Russ.).
4. Zinchenko VI, Gol'din VD. Solution of the conjugate problem in unsteady heat exchange at supersonic flow of a spherically blunted cone. *Gazodinamika v tekhnologicheskikh processah*. 2019;92(1). (In Russ.).
5. Chettri C. Numerical solution of a 2D flow over a backward facing step. *PNAS*. 2018. DOI: 10.13140/RG.2.2.28668.64646
6. Shiryaev AV, Serebryanskii SA. Methods of reducing temperature of supersonic airplane structure. *15th International conference «Management of Large System Development» (MLSD'2022)*, 2022. DOI: 10.25728/mlsd.2022.0925 (In Russ.).
7. Gusev SA, Nikolaev VN. Mathematical modeling of the thermal state of a pressurized compartment of a hypersonic aircraft. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo centra RAN*. 2018. № 6. (In Russ.).
8. Zhu L, Song J, Hu B et al. Numerical Investigation on the Interaction between Rocket Jet and Supersonic Inflow. *2023 J. Phys.: Conf. Ser.* 2460 012066.
9. Kalinin EK, Dreitser GA, Kostyuk VV et al. *Calculation methods for coupled heat exchange problems*. Moscow: Mashinostroyeniye. 1983. 232 p. (In Russ.).
10. Avduevskii VS, Galitseiskii BM, Glebov GA et al. *Fundamentals of heat transfer in aviation and rocket-space engineering: Textbook for aviation specialties*. Moscow: Mashinostroyeniye. 1992. 529 p. (In Russ.).
11. Nikolaev VN. Experimental and theoretical studies of the thermal state of the instrument compartment of the photographic reconnaissance vehicle. *Vestnik SGAU*. 2011;(6). (In Russ.).
12. *ANSYS FLUENT 2022 R1 Theory Guide*. Ansys Inc., 2022.
13. Srinivasan S, Tannehill JC, Weilmuenster KJ. *Simplified Curve Fits for the Thermodynamic properties of Equilibrium Air*. NASA. 1987.
14. Smolentsev NA, Samsonov KS, Blinov PA. Digital strength tests conduction technique developing for spacecraft at multifactor loading. *Thermal Processes in Engineering*. 2023;15(1):31–38. DOI: 10.34759/tpt-2023-15-1-31-38 (In Russ.).
15. Zemlyanskii BA, Anfimov NA et al. *Methodological bases of scientific research in justifying the directions of space activities, the appearance of prospective space complexes and their scientific and technical support systems. – Book 4 Research methodology of aerothermodynamics and thermal regimes to support the development of space rocket products*. Moscow: Dashkov and K. 2016. 384 p. (In Russ.).
16. Golovnev IG, Lapshin KV, Sokolov OV. Modeling of aerodynamic heating of aircraft elements at interval uncertainty of determining parameters. *Anniversary All-Russian Scientific Conference «Aviation Systems in XXI century»*, Moscow. 2022 (In Russ.).