

Определение температурного поля многослойной обшивки летательного аппарата с учетом зависимости теплофизических характеристик от температуры

Егоров И.А.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия
egorov_ff@rambler.ru

Аннотация

Предлагается компактная методика расчета температурного поля многослойной конструкции, основанная на использовании метода конечных разностей. Особое внимание уделено корректному учету зависимости теплофизических характеристик (ТФХ) конструкционных и теплозащитных материалов от температуры и записи граничных условий на стыке слоев различных материалов. Проведено сравнение результатов расчета с учетом и без учета зависимости ТФХ от температуры для высокоскоростных летательных аппаратов. Показана недопустимость использования значений ТФХ, полученных при комнатной температуре при расчете температурного поля сильно нагреваемых конструкций. Кроме того показана важность учета переменности значения коэффициента теплопроводности по толщине материала при существенной неравномерности распределения температуры.

Ключевые слова: температурное поле, многослойная обшивка, летательный аппарат, характеристики материала, точность, сравнение.

При расчете температурных полей теплонагруженных конструкций на этапах формирования облика летательного аппарата актуальным является использование компактных быстродействующих методик, учитывающих основные факторы, влияющие на точность получаемых результатов. Одним из таких факторов является зависимость теплофизических характеристик (ТФХ) конструкционных и теплозащитных материалов от температуры. В существующей литературе широко используется запись уравнений, в которых значение ТФХ и, прежде всего, коэффициента теплопроводности полагается постоянным по объему материала, и, следовательно, независимым от температуры. В то же время доступ к информации о зависимости ТФХ ряда конструкционных и теплозащитных материалов от температуры затруднен. Все это склоняет к использованию расчетных методик, пренебрегающих упомянутым фактором.

Однако анализ характеристик современных конструкционных [5,6,7] и теплозащитных материалов [4] показывает достаточно заметную зависимость их значений от температуры (рис.1 – 2, таблица 1).

Особенно это проявляется для жаропрочных материалов, работающих в широком диапазоне температур. Для нержавеющей стали 12Х18Н9Т при нагреве от 20°С до 800°С значение коэффициента теплопроводности увеличивается в 2 раза [6], а для титанового сплава ВТ20 при нагреве от 20°С до 600°С в 1,9 раза [5]. Также весьма существенным является изменение ТФХ материалов радиопрозрачных

обтекателей [3], например SiO_2 , BN, и некоторых теплоизоляционных материалов, например минеральной ваты ВМ-70 (таблица 1).

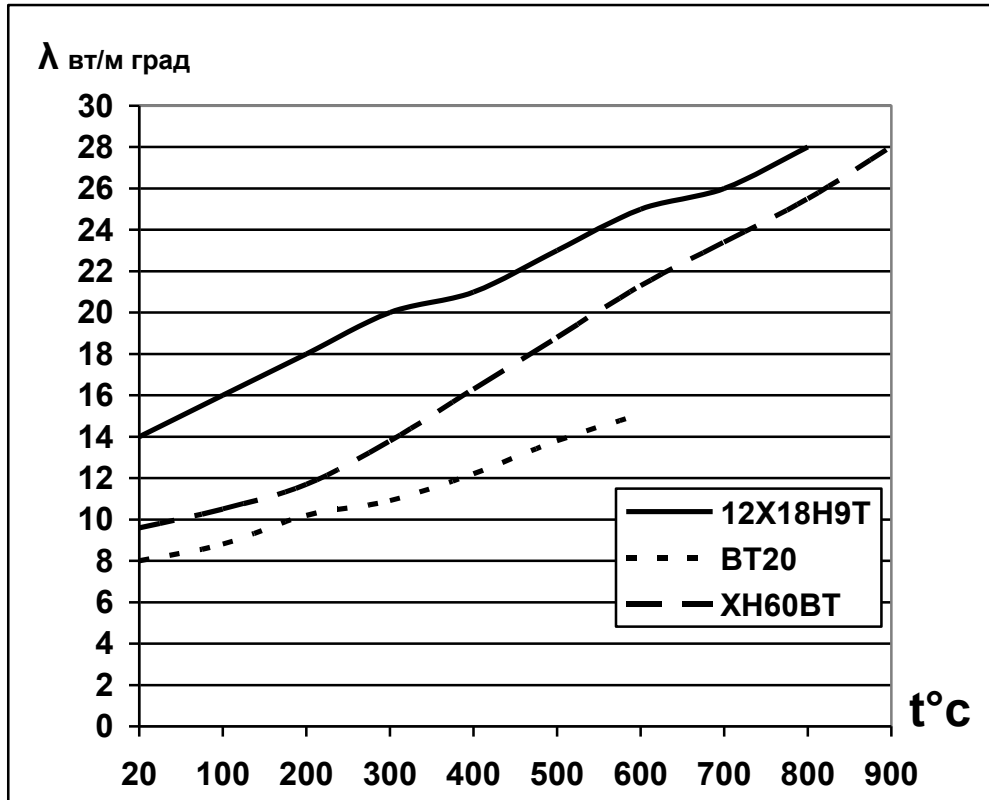


Рис.1 Зависимость значения коэффициента теплопроводности конструкционных материалов от температуры.

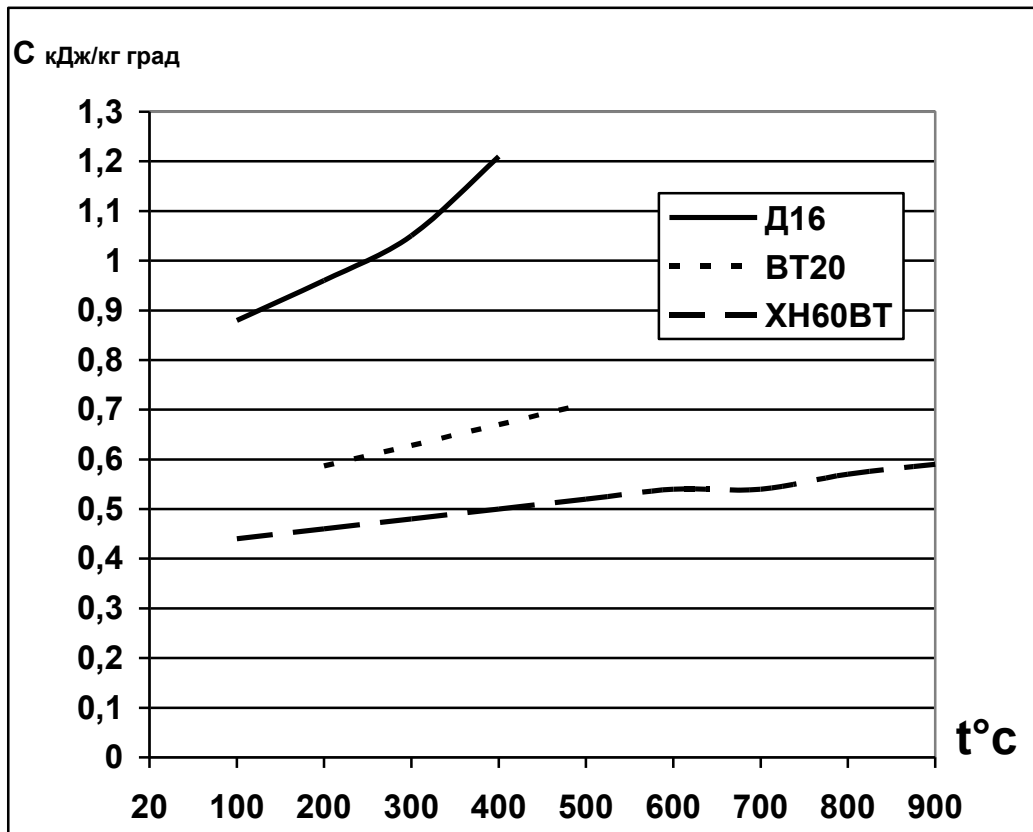


Рис.2 Зависимость значения удельной теплоемкости конструкционных материалов от температуры.

Таблица 1

Материал	Рабочая температура	Изменение λ	Изменение c	Изменение ρ
	Траб °C	при нагреве от 100°C до Траб* %	при нагреве от 100°C до Траб* %	при нагреве от 100°C до Траб* %
ХН60ВТ	1100	167	34	3,7
12Х18Н9Т	700	62,5	13,4	4,7
ВТ20	450	56,8	22	

Д16	250	7,9	20	
SiO ₂	1200	85,7		
BN	2000	108		
BM-70	300	140 ^{**}		

* – отнесено к значению при $t = 100^{\circ}\text{C}$

** – по ГОСТ 4660-2011 [4]

При расчете внутреннего теплообмена обязателен учет переменности ТФХ воздуха, так как плотность воздуха в диапазоне температур от 20 до 200°C уменьшается в 1,6 раза, а теплопроводность увеличивается в 1,54 раза.

Таким образом, вопрос о необходимости учета зависимости значений ТФХ от температуры является актуальным. При этом подобный учет имеет два аспекта:

- изменение значений ТФХ при изменении температуры конструкции по времени полета;
- переменность значений ТФХ по объему материала вследствие неравномерности температурного поля.

Учет первого аспекта может быть достаточно просто реализован в процессе численного расчета процесса нагрева по времени путем пересчета значений ТФХ на каждом шаге интегрирования по времени.

Учет второго аспекта связан с необходимостью построения соответствующих расчетных зависимостей и может быть необходим при существенно неравномерном распределении температуры в конструкции в сочетании с сильной зависимостью значений ТФХ от температуры.

Распространения тепла путем теплопроводности, как известно, описывается трехмерным уравнением теплопроводности [2]. Однако, в ряде случаев, допустимо пренебречь перетеканием тепла вдоль конструкции летательного аппарата, что позволяет существенно упростить решение задачи и создать быстродействующий алгоритм. В этом случае задача сводится к расчету одномерного прогрета пластины или оболочки (по толщине).

$$c\rho \frac{dT}{d\tau} = \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) \quad (1)$$

Это уравнение содержит теплофизические характеристики: c – удельная теплоемкость, ρ – плотность, λ – коэффициент теплопроводности материала.

Как показали расчеты, для оболочек, имеющих размеры, соответствующие цилиндрическим отсекам корпусов летательных аппаратов влиянием кривизны отсека можно пренебрегать.

Запись (1) неявно предполагает учет изменения значений удельной теплоемкости и плотности по времени и прямо указывает на необходимость учета переменности коэффициента теплопроводности по толщине оболочки. Поскольку дифференциальное уравнение (1) может быть записано только для однородного материала, переменность коэффициента теплопроводности по толщине вызвано переменностью по толщине температуры и зависимостью коэффициента теплопроводности от температуры. Изменения значений удельной теплоемкости и плотности по времени также вызвано зависимостью их значений от температуры.

Для учета этого переменности ТФХ по толщине материала выражение (1) следует переписать как производную произведения двух функций

$$c\rho \frac{dT}{d\tau} = \frac{\partial \lambda}{\partial y} \frac{\partial T}{\partial y} + \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \quad (2)$$

Для решения уравнения (2), его удобно представить в разностном виде через центральные конечные разности. Для этого толщина оболочки разбивается на отдельные расчетные узлы с заданным шагом, и для каждого узла уравнение (2) примет следующий вид:

$$c\rho \frac{T_i - T_{i-1}}{\Delta\tau} = \frac{(\lambda_{i+1} - \lambda_{i-1})(T_{i+1} - T_{i-1})}{2\Delta y} + \frac{\lambda_i}{\Delta y^2} (T_{i+1} - 2T_i + T_{i-1}) \quad (3)$$

Это выражение может быть записано как

$$c\rho \Delta y^2 \frac{T_i - T_{i-1}}{\Delta\tau} = \frac{1}{4} (\lambda_{i+1} T_{i+1} - \lambda_{i+1} T_{i-1} - \lambda_{i-1} T_{i+1} + \lambda_{i-1} T_{i-1}) + \lambda_i (T_{i+1} - 2T_i + T_{i-1}) \quad (4)$$

и преобразовано к виду алгебраического уравнения

$$AT_{i-1} + BT_i + CT_{i+1} = F \quad (5)$$

с коэффициентами

$$A = \frac{\lambda_{i+1} - \lambda_{i-1}}{4} - \lambda_i; \quad (6)$$

$$B = \frac{c\rho\Delta y^2}{\Delta\tau} + 2\lambda_i; \quad (7)$$

$$C = \frac{\lambda_{i-1} - \lambda_{i+1}}{4} - \lambda_i; \quad (8)$$

$$F = \frac{c\rho\Delta y^2}{\Delta\tau} T_{i\ n-1} \quad (9)$$

Анализ выражений (6) и (8) показывает, что помимо значения коэффициента теплопроводности λ_i , коэффициенты A и C содержат дополнительные слагаемые $\frac{\lambda_{i+1} - \lambda_{i-1}}{4\Delta r}$ и $\frac{\lambda_{i-1} - \lambda_{i+1}}{4\Delta r}$, учитывающие переменность коэффициента теплопроводности по толщине. Это принципиально отличает их от так называемых «уравнений теплового баланса», используемых в некоторых работах [1].

Выражение (5) удобно для расчета, поскольку использует значения температур только в смежных узлах. Таким образом, корректный учет зависимости ТФХ от температуры с учетом переменности температуры по толщине материала не вызывает существенного усложнения расчета.

Разностные уравнения (3) могут быть записаны только внутри слоя однородного материала. Для узлов, лежащих на его границах, вместо уравнений (3) могут использоваться уравнения граничных условий.

Граничная поверхность слоя материала может являться:

- поверхностью стыка слоев различных материалов;
- внешней поверхностью летательного аппарата;
- внутренней поверхностью отсека летательного аппарата.

Для поверхности стыка слоев различных материалов в качестве уравнения граничного условия может рассматриваться равенство тепловых потоков через контактирующую поверхность.

$$\lambda_1 \frac{\partial T}{\partial y} = \lambda_2 \frac{\partial T}{\partial y} \quad (10)$$

В разностном виде

$$\lambda_1 \frac{T_{i-1} - T_i}{\Delta y_1} = \lambda_2 \frac{T_i - T_{i+1}}{\Delta y_2} \quad (11)$$

или

$$-\frac{\lambda_1}{\Delta y_1} T_{i-1} + \left(\frac{\lambda_1}{\Delta y_1} + \frac{\lambda_2}{\Delta y_2} \right) T_i - \frac{\lambda_2}{\Delta y_2} T_{i+1} = 0 \quad (12)$$

В этом случае разностное уравнение вида (5) для контактирующей поверхности будет иметь следующие значения коэффициентов:

$$A = -\frac{\lambda_1}{\Delta y_1}, \quad B = \frac{\lambda_1}{\Delta y_1} + \frac{\lambda_2}{\Delta y_2}, \quad C = -\frac{\lambda_2}{\Delta y_2}, \quad F = 0 \quad (13)$$

В этих выражениях индекс «1» соответствует внешнему слою материала, «2» – внутреннему слою материала, «i» – контактирующей поверхности.

Граничным условием на внешней поверхности является уравнение баланса тепловых потоков подводимых и отводимых от поверхности

$$q_\lambda = q_k + q_{изл} \quad (14)$$

q_k - подводимый или отводимый конвективный тепловой поток, $q_{изл}$ - отводимый лучистый тепловой поток, q_λ - подводимый или отводимый тепловой поток теплопроводности

$$\lambda \frac{\partial T_i}{\partial r} = \alpha_1 (T_r - T_i) - \varepsilon \sigma T_i^4 \quad (15)$$

В разностной форме

$$\lambda \frac{T_i - T_{i+1}}{\Delta r} = \alpha_1 (T_r - T_i) - \varepsilon \sigma T_i^4 \quad (16)$$

T_i – температура внешней поверхности обшивки

При использовании этого уравнения возникает проблема учета теплового потока излучения, поскольку он зависит от температуры поверхности в четвертой степени. Это обстоятельство нарушает линейность системы разностных уравнений. Для устранения этой проблемы удобно определять тепловой поток излучения по уже известному значению температуры на предыдущем шаге по времени (в явном виде)

$$\lambda \frac{T_i - T_{i+1}}{\Delta r} = \alpha_1 (T_r - T_i) - \varepsilon \sigma T_{i,n-1}^4 \quad (18)$$

При расчете по формуле (18) в некоторых случаях может возникать ситуация потери устойчивости расчета. Избежать подобной ситуации и повысить точность расчета, можно контролируя погрешность задания температуры поверхности при вычислении теплового потока излучения и проводя последовательные приближения с определенным шагом для уменьшения погрешности.

Приведя выражение (18) к виду (5), получим следующие значения коэффициентов

$$A = 0, \quad B = \frac{\lambda}{\Delta r} + \alpha_1, \quad C = -\frac{\lambda}{\Delta r}, \quad F = \alpha_1 T_r - \varepsilon \sigma T_{i,n-1}^4. \quad (20)$$

Аналогичное условие можно записать и на внутренней поверхности обшивки

$$\lambda \frac{T_i - T_{i-1}}{\Delta y} = \Sigma q \quad (21)$$

T_i – температура внутренней поверхности обшивки, Σq – сумма тепловых потоков (конвективного и радиационных) на внутренней поверхности отсека.

Уравнение (21) также приводится к виду (5) со следующими значениями коэффициентов:

$$A = -\frac{\lambda}{\Delta y}, \quad B = \frac{\lambda}{\Delta y}, \quad C = 0, \quad F = \Sigma q \quad (22)$$

Следует отметить, что выражения (21) и (22) могут иметь различный вид в зависимости от записи составляющей Σq и включать температуры других элементов теплообмена (внутреннего воздуха отсека, поверхности аппаратного блока и т.п.)

Записанные таким образом уравнения для всех рассматриваемых слоев обшивки образуют систему уравнений с трехдиагональной матрицей коэффициентов. Для нахождения решения такой системы уравнений можно использовать быстродействующий метод прогонки.

Важность учета переменности ТФХ при нагреве можно проиллюстрировать примером расчета высокоскоростного ЛА, имеющего обшивку из сплава ХН60ВТ, толщиной 1 мм, и внутренне ТЗП из минеральной ваты ВМ-70, толщиной 10 мм.

Для анализа представляют интерес два момента времени:

-конец активного участка полета, для которого можно ожидать наибольшей неравномерности распределения температуры по толщине оболочки;

-конец полета, соответствующий максимальному прогреву оболочки

Результаты, полученные по изложенной методике с учетом зависимости значений ТФХ от температуры, сравнивались с результатами, полученными с использованием значений ТФХ материалов при температуре 25°С

На рис.3 представлено распределение температур по толщине оболочки для конца активного участка (время полета 60 с)

Таблица 2

Расчетная точка	Температура без учета переменности ТФХ, °С	Температура с учетом переменности ТФХ, °С	Погрешность, %
Металлическая обшивка	1216	1160	4,7
Внутренняя поверхность отсека	135	272	50,4

Погрешность определения температуры обшивки составляет 5%

максимальной температуры ТЗП 18%

температуры на внутренней поверхности ТЗП 50%

На рис.4 представлено распределение температур по толщине оболочки для конца полета (время полета 98 с)

Таблица 3

Расчетная точка	Температура без учета переменности ТФХ, °С	Температура с учетом переменности ТФХ, °С	Погрешность, %
Металлическая обшивка	1025	1025	0
Внутренняя поверхность отсека	354	661	46,4

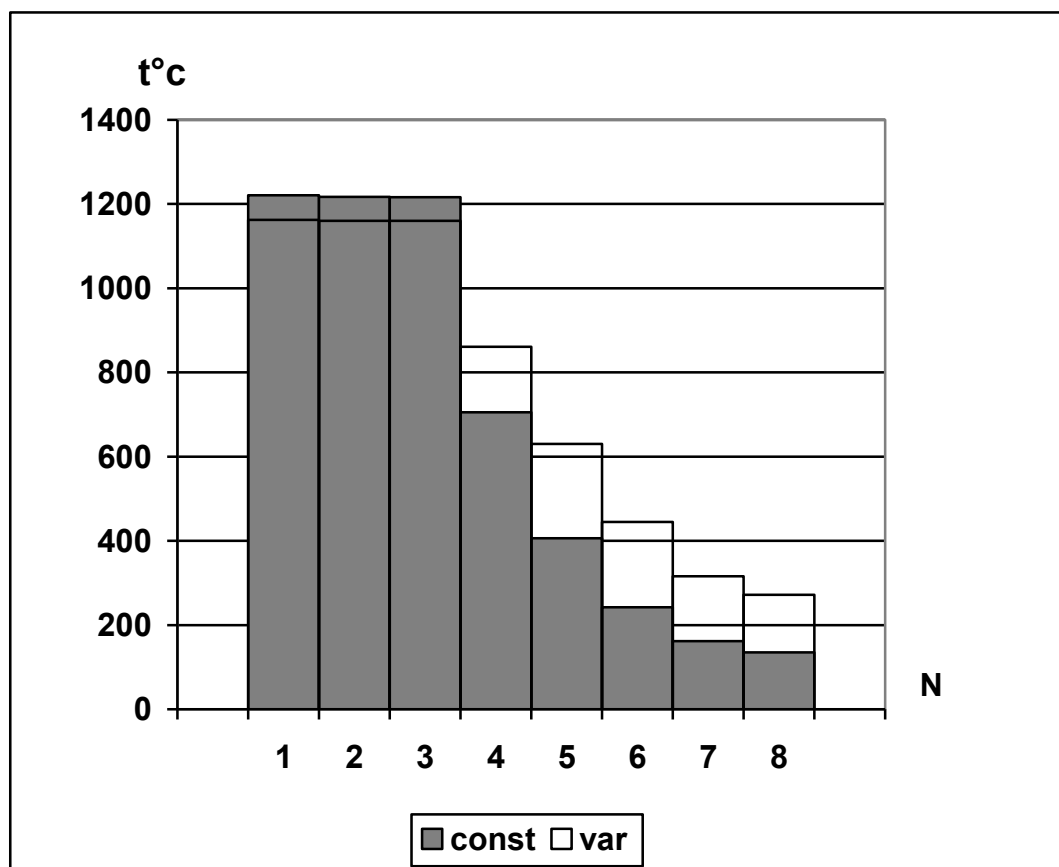


Рис.3 Распределение температуры по толщине оболочки в конце активного участка

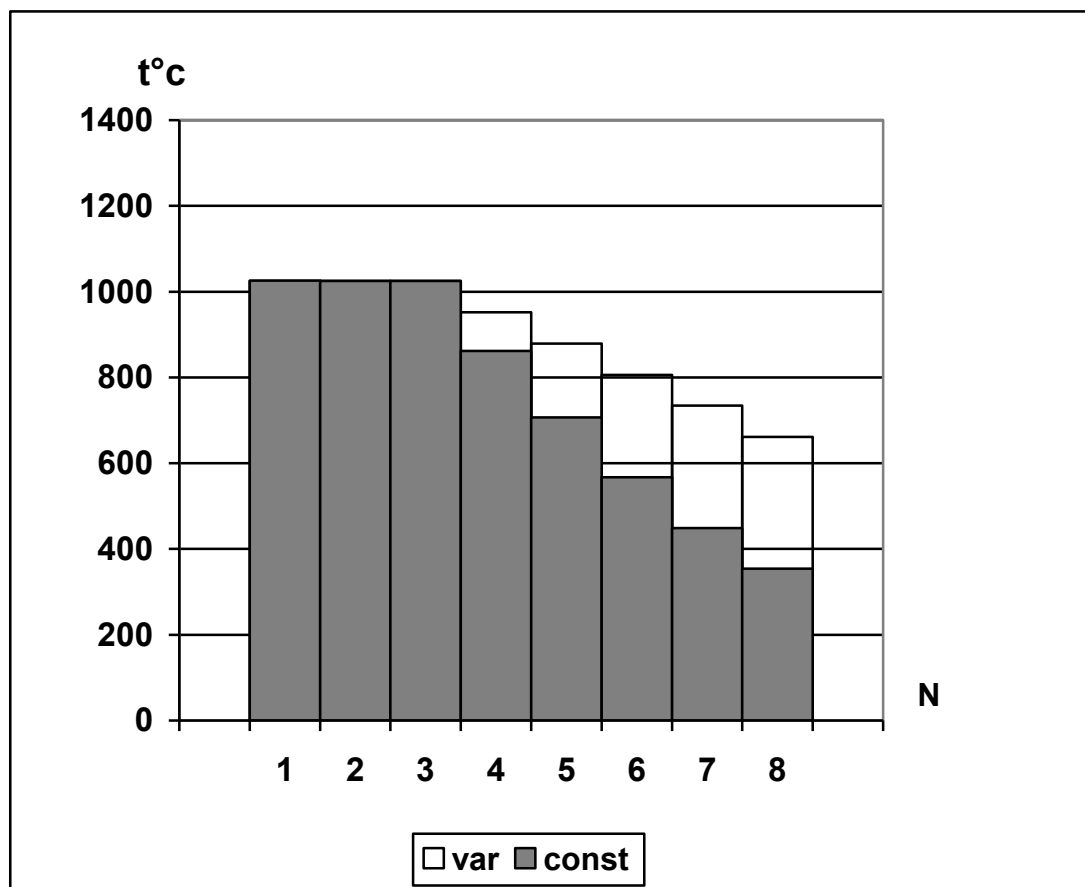


Рис.4 Распределение температуры по толщине оболочки в конце полета

Кроме того, результаты, полученные по изложенной методике, сравнивались с результатами, полученными с использованием постоянных значений коэффициента теплопроводности по толщине материала.

На рис.5 представлено распределение температур по толщине оболочки для конца активного участка.

Таблица 4

Расчетная точка	Температура без учета переменности ТФХ, °С	Температура с учетом переменности ТФХ, °С	Погрешность, %
Металлическая	1157	1160	0,3

обшивка			
Внутренняя поверхность отсека	194	272	28,7

Погрешность определения максимальной температуры ТЗП 7 %

Погрешность температуры на внутренней поверхности ТЗП 29 %

На рис.6 представлено распределение температур по толщине оболочки для конца полета

Таблица 5

Расчетная точка	Температура без учета переменности ТФХ, °С	Температура с учетом переменности ТФХ, °С	Погрешность, %
Металлическая обшивка	1023	1025	0,2
Внутренняя поверхность отсека	624	661	5,6

Погрешность определения температуры невелика (6 %), вследствие выравнивания температуры по толщине.

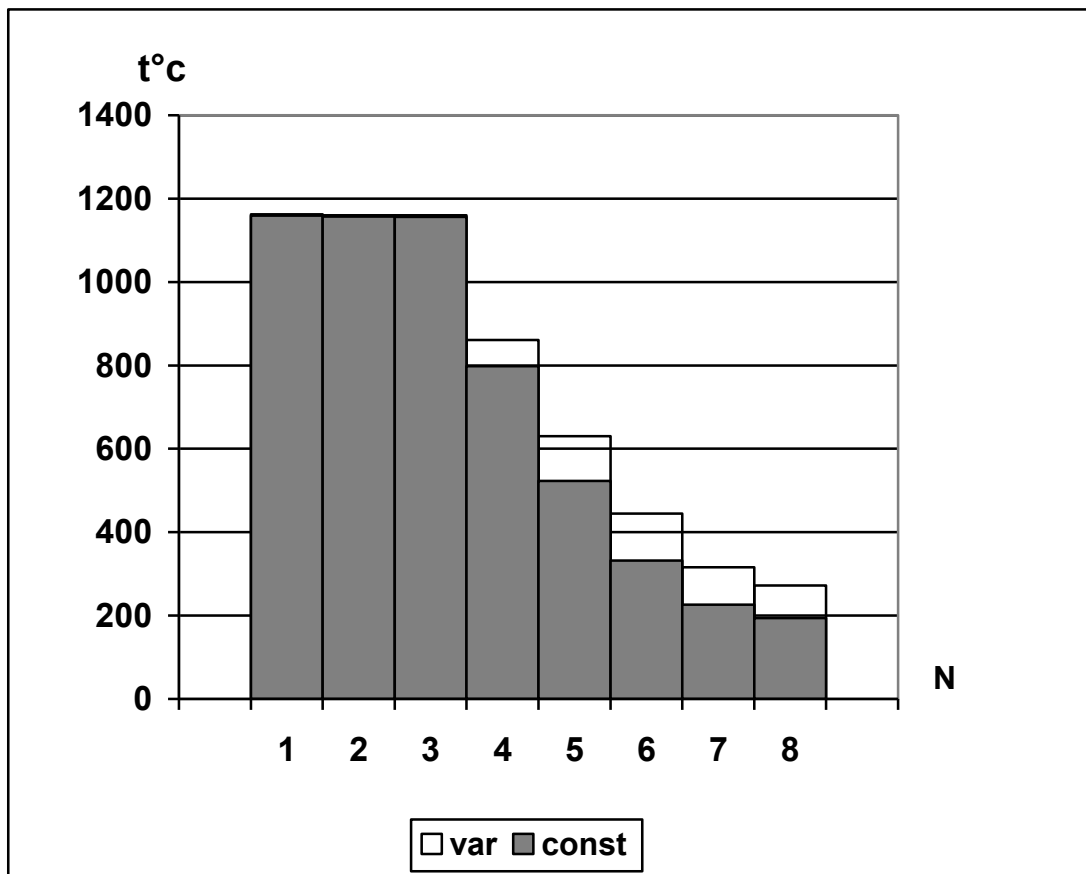


Рис.5 Распределение температуры по толщине оболочки в конце активного участка

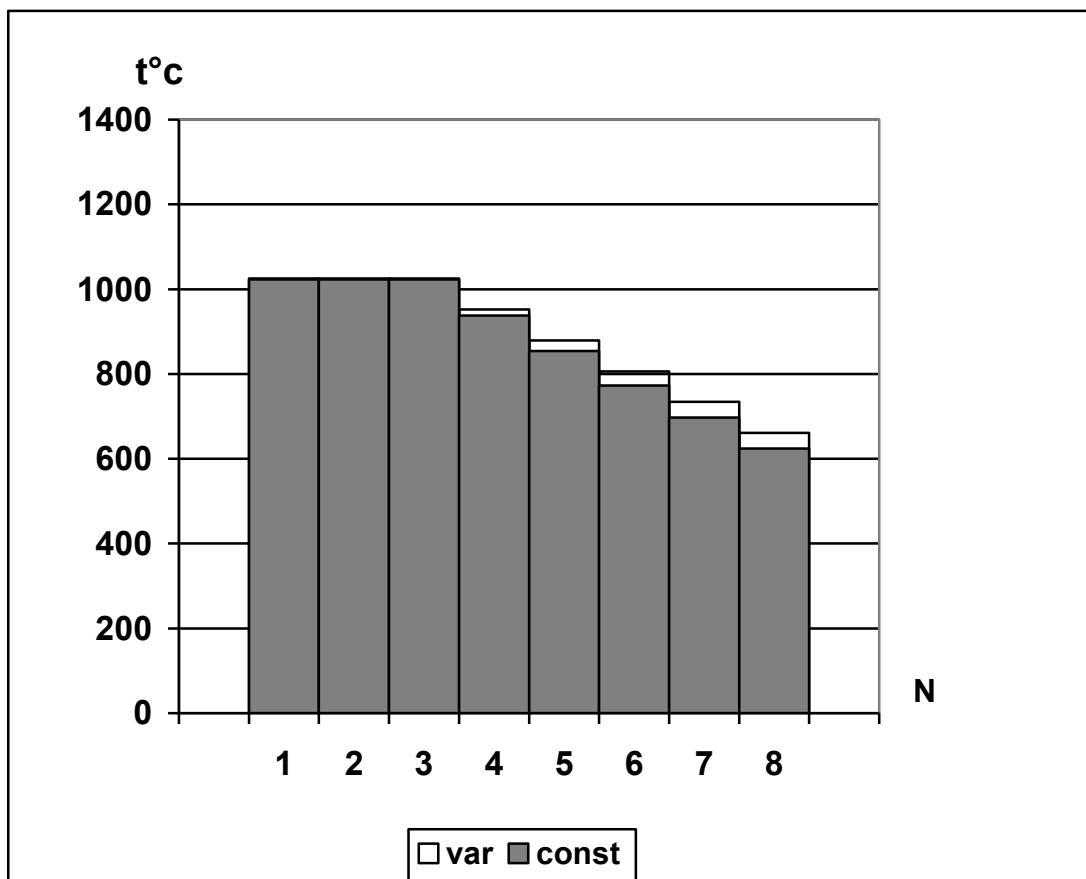


Рис.6 Распределение температуры по толщине оболочки в конце полета

Выводы:

1. Расчет сильно нагреваемых конструкций с использованием значений теплофизических характеристик, полученных при комнатной температуре, является недопустимым, так как приводит к большим погрешностям (до 50%) для материалов со значительным изменением значений теплофизических характеристик по температуре.

2. Пренебрежение переменностью значения коэффициента теплопроводности по толщине материала также может приводить к большим погрешностям (до 29 %) при существенной неравномерности распределения температуры.

Библиографический список

1. Авхимович Б.М. Тепловое проектирование беспилотных атмосферных летательных аппаратов - М.: МАИ, 2002. - 104 с.
2. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / Под ред. В. К. Кошкина - М.: Машиностроение, 1975. - 624 с.
3. Ромашин А.Г., Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Русин М.Ю. Радиопрозрачные обтекатели летательных аппаратов. - Харьков: ХАИ, 2003. – 239 с.
4. Вата минеральная. Технические условия. GOST 4640-2011. – М.: Изд-во стандартов, 2012. – 12 с.
5. Центральный металлический портал РФ. Титан VT20. URL: metallicheckiy-portal.ru

6. Характеристика материала 12X18H9T. Марочник стали и сплавов. URL: splav-kharkov.com
7. Общая характеристика стали марки ХН60ВТ. Стали Урала. URL: www.stali-urala.ru
8. Сорокин В. А., Копылов А. В., Тихомиров М. А., Стирин Е. А., Логинов А. Н., Федоров Д. Ю., Валуй П. В. Построение системы теплозащиты из углеродных композиционных материалов с покрытиями для теплонапряженных конструкций двигателей летательных аппаратов // Труды МАИ, выпуск №84:
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=63029> (дата публикации 27.11.2015)