

## Учет баланса тепловых потоков на внешней поверхности летательного аппарата

**Егоров И.А.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия  
e-mail: [egorov\\_ff@rambler.ru](mailto:egorov_ff@rambler.ru)*

### **Аннотация**

Предлагается методика учета граничных условий на внешней поверхности летательного аппарата при численном расчете температурного поля многослойной конструкции с использованием метода конечных разностей.

**Ключевые слова:** температурное поле, численное интегрирование, летательный аппарат, внешняя поверхность, граничное условие, лучистый тепловой поток.

Тепловые потоки излучения играют большую роль в процессе теплообмена на внешней поверхности ЛА, особенно при больших скоростях полета и, соответственно, при больших температурах нагрева. Так для ЛА, имеющего профиль скорости, изображенный на рис.1, соотношение конвективного и лучистого тепловых потоков на поверхности теплозащитной обшивки изображено на рис.2. Это обстоятельство предъявляет высокие требования к точности определения величины этих тепловых потоков. Аналогичные потребности возникают и при численном решении других прикладных задач, связанных с высоким уровнем нагрева [4,7]

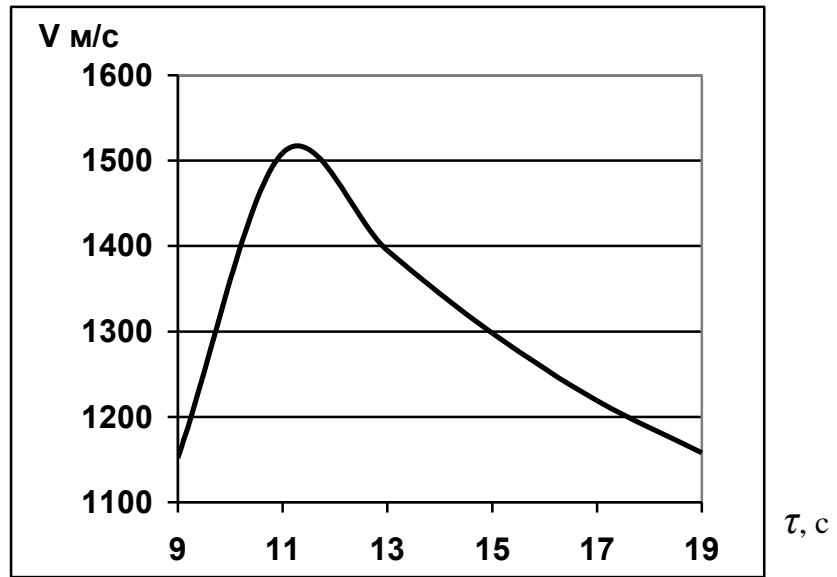
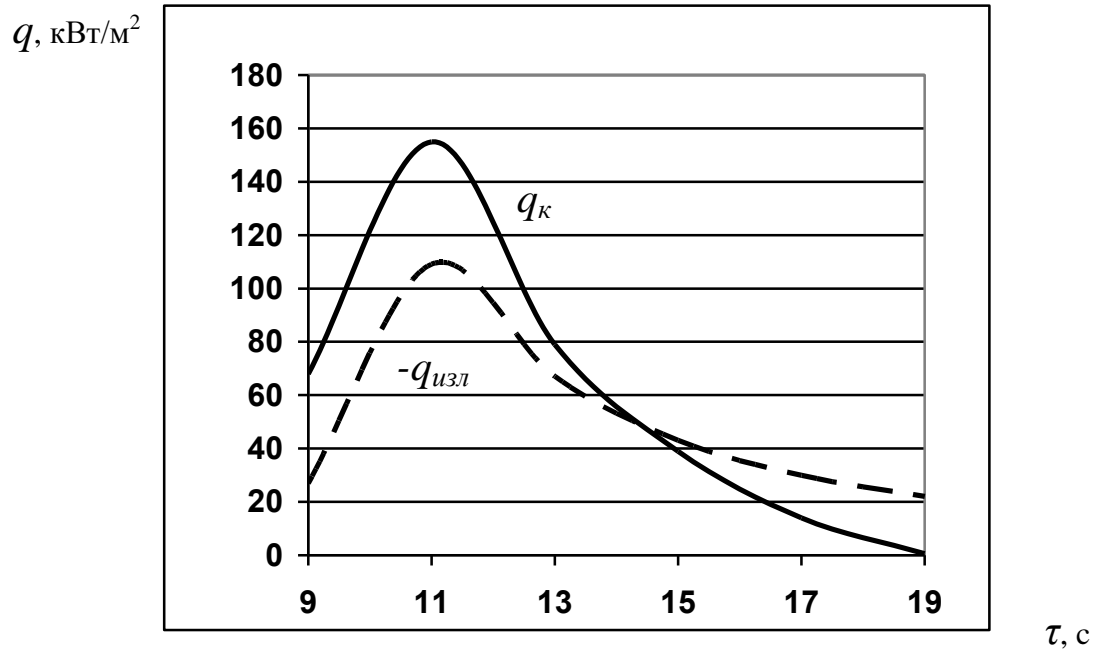


Рис.1 Профиль скорости ЛА (пример 1)

Рис.2 Сравнение величины конвективного и лучистого тепловых потоков  
(пример 1)

Однако при численном расчете параметров нагрева конструкций летательных аппаратов учет лучистого теплового потока на внешней поверхности создает определенную проблему, поскольку его величина нелинейно зависит от температуры поверхности .

$$q_{изл} = \varepsilon \sigma T_w^4 \quad (1)$$

$q_{изл}$  – лучистый тепловой поток,  $\varepsilon$  – степень черноты поверхности,  $\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана,  $T_w$  – температуры поверхности

Особенно наглядно это проявляется в методиках, базирующихся на использовании метода конечных разностей [1, 2, 5]. Конечно-разностные численные методы решения получили широкое распространение в инженерной практике при рассмотрении расчета теплопередачи [3]. В таком подходе решение дифференциального уравнения теплопроводности сводится к решению системы алгебраических разностных уравнений, записанных для каждой точки расчетной области в соответствии с используемым принципом ее разбиения. Для точек, лежащих на границах расчетной области, в качестве алгебраических уравнений, должны использоваться разностные выражения уравнений граничных условий.

Граничным условием на внешней поверхности является уравнение баланса тепловых потоков подводимых и отводимых от поверхности (рис.3).

При кинетическом нагреве ЛА:

$$q_\lambda = q_k + q_{изл} \quad (2)$$

$q_k$  – подводимый конвективный тепловой поток,  $q_{изл}$  – отводимый лучистый тепловой поток,  $q_\lambda$  – отводимый тепловой поток теплопроводности

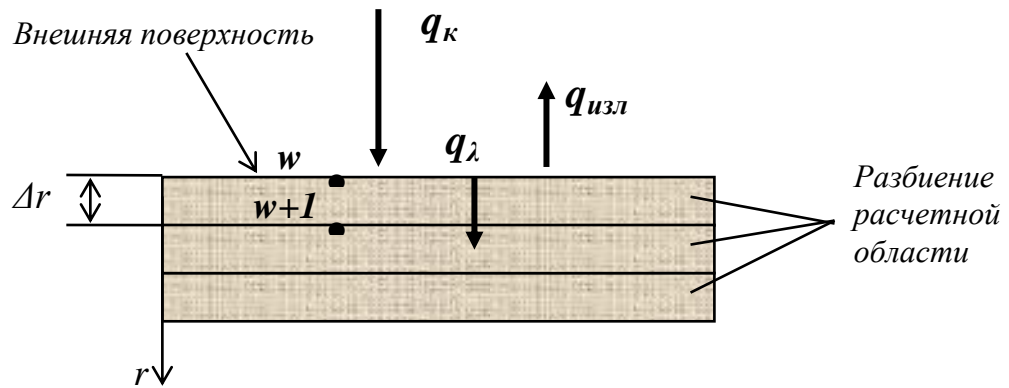


Рис.3 Схема тепловых потоков на внешней поверхности ЛА при кинетическом нагреве

Подставляя в (2) выражения для соответствующих тепловых потоков, получим:

$$\lambda \frac{\partial T_w}{\partial r} = \alpha_w (T_r - T_w) - \varepsilon \sigma T_w^4 \quad (3)$$

$\lambda$  – коэффициент теплопроводности материала поверхностного слоя,  $r$  – направление нормали к поверхности,  $\alpha_w$  – коэффициент теплоотдачи,  $T_r$  – температура восстановления

В разностной форме

$$\lambda \frac{T_w - T_{w+1}}{\Delta r} = \alpha_w (T_r - T_w) - \varepsilon \sigma T_w^4 \quad (4)$$

$\Delta r$  – шаг разбиение поверхностного слоя материала

Уравнение (4), из-за присутствия лучистого теплового потока, является нелинейным относительно температуры  $T_w$ . 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 (такой подход, в частности, используется в работе [6] для более приближенного расчета).

$$\lambda \frac{T_w - T_{w+1}}{\Delta r} = \alpha_w (T_r - T_w) - \varepsilon \sigma T_{wn-1}^4 \quad (5)$$

После очевидных преобразований, получим линейное алгебраическое уравнение классического вида

$$\left( \frac{\lambda}{\Delta r} + \alpha_w \right) T_w - \frac{\lambda}{\Delta r} T_{w+1} = \alpha_w T_r - \varepsilon \sigma T_{wn-1}^4 \quad (6)$$

Такой подход во многих случаях позволяет получить достаточную точность вычислений. Так, для условий нагрева, соответствующих рис.1, рис.2, точность определения температуры поверхности составила 2,19...2,23 % (рис.4).

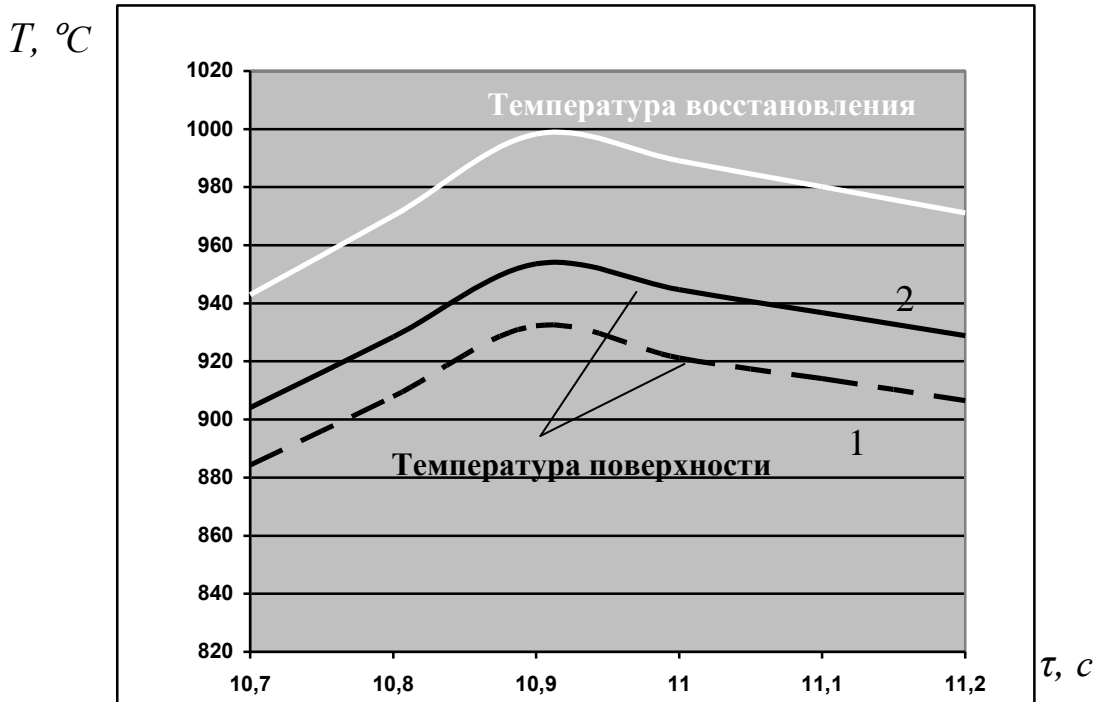


Рис.4 Оценка точности определения температуры внешней поверхности ЛА (пример 1)

На рис.4 обозначено: 1 – значения температуры поверхности, получаемое с использованием выражения (6), 2 – уточненные значения температуры поверхности.

Однако в некоторых случаях, при высоких температурах поверхности ЛА, может возникать ситуация потери устойчивости расчета (рис.5, кривая 1).

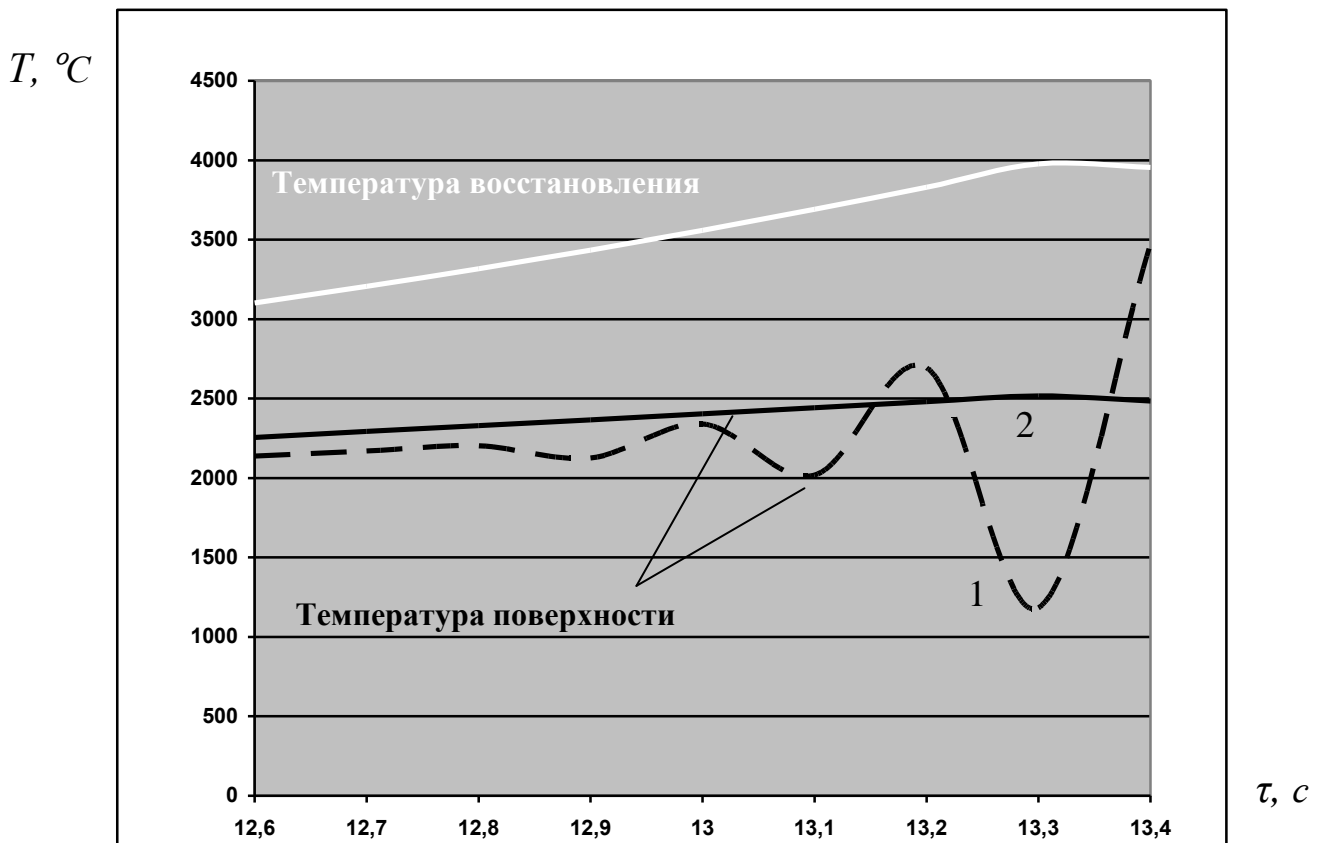


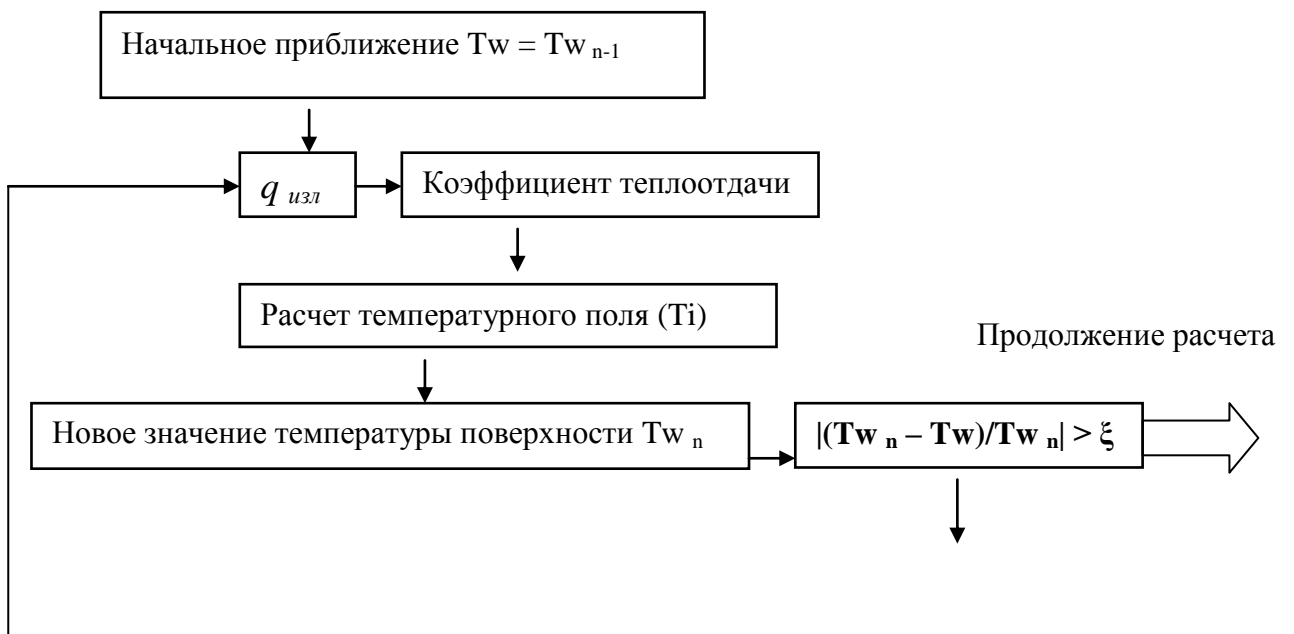
Рис.5 Изменение температуры внешней поверхности ЛА при интенсивном нагреве (пример 2)

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 (рис.5, кривая 1). Блок-схема такого расчета приведена на рис.6.

Расчет ведется в следующей последовательности:

1. Задается начальное значение температуры поверхности, равное значению температуры поверхности для предыдущего шага интегрирования по времени.

2. Для этого значения температуры поверхности рассчитывается величина теплового потока излучения и определяется значение коэффициента теплоотдачи.
3. Производится расчет температурного поля многослойной конструкции, в результате которого определяется новое значение температуры поверхности для данного шага интегрирования по времени.
4. Определяется погрешность задания значения температуры поверхности.
5. Если погрешность определения температуры поверхности не превышает заданной величины, происходит переход к следующему этапу расчета.
6. Если погрешность определения температуры поверхности превышает заданную величину, производится восстановление исходного температурного поля и корректировка значения температуры поверхности на заданную величину. Корректировка производится в сторону увеличения или уменьшения значения температуры поверхности в зависимости от знака приращения величины лучистого теплового потока.





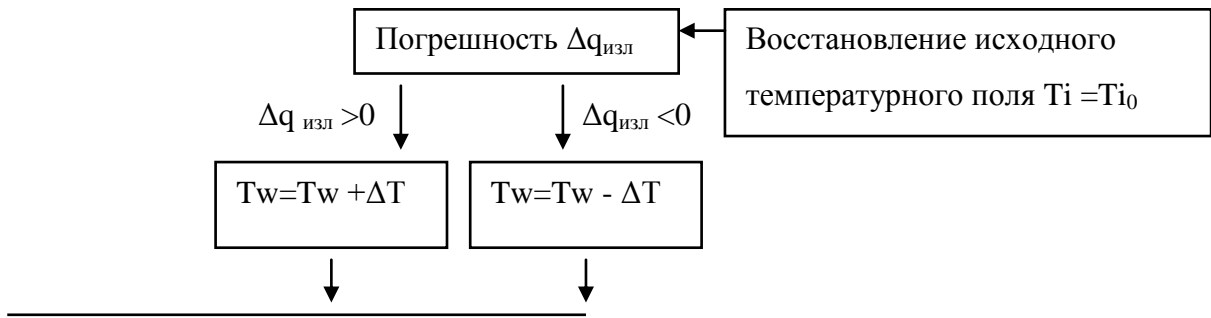


Рис.6 Блок-схема определения температуры внешней поверхности ЛА

При таком порядке расчета удастся обеспечить монотонность изменения значения температуры поверхности по итерациям уточнения (рис.7), что благоприятно сказывается на устойчивости расчета.

В результате удастся обеспечить устойчивость вычислительного процесса (рис.5, кривая 2). В данном примере плавное изменение температуры поверхности по времени получено при допустимой точности определения температуры поверхности  $\xi = 0,5 \%$  и шаге приближения по температуре  $2^\circ$ . Количество итераций уточнения для различных моментов времени показано на рис.8.

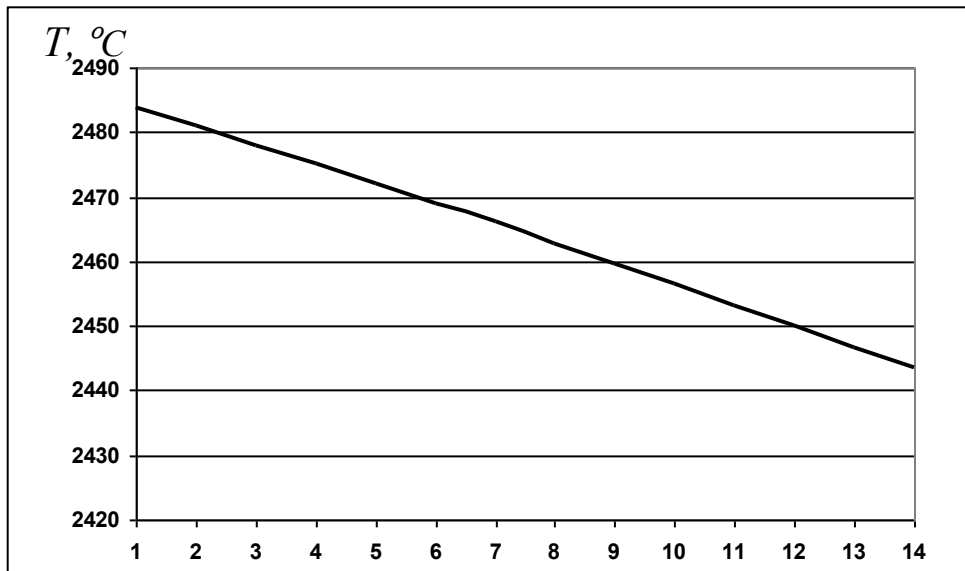

 $N_{итер}$ 

Рис.7 Изменение температуры внешней поверхности ЛА по итерациям уточнения (пример 2)

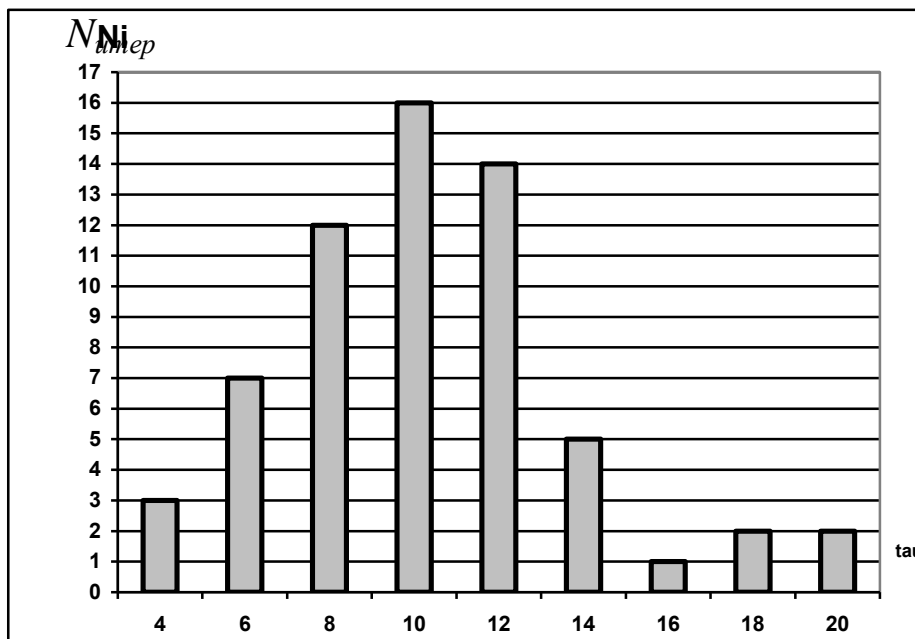

 $\tau, c$ 

Рис.8 Распределение итераций уточнения по времени полета при потребной точности  $\xi = 0,5 \%$  (пример 2)

При такой точности определения температуры поверхности, количество требуемых итераций уточнения примерно соответствует скорости нагрева поверхности (рис.9).

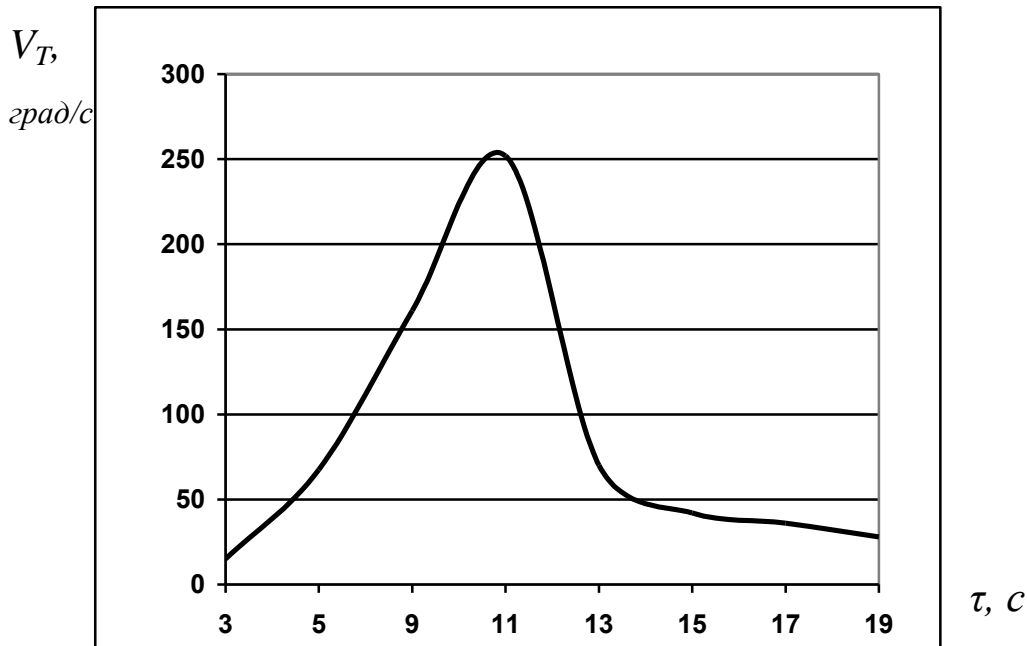


Рис.9 Изменение скорости нагрева по времени полета (пример 2)

Следует отметить, что уменьшение допустимой точности определения температуры поверхности может не привести к сокращению количества итераций уточнения (рис.10)

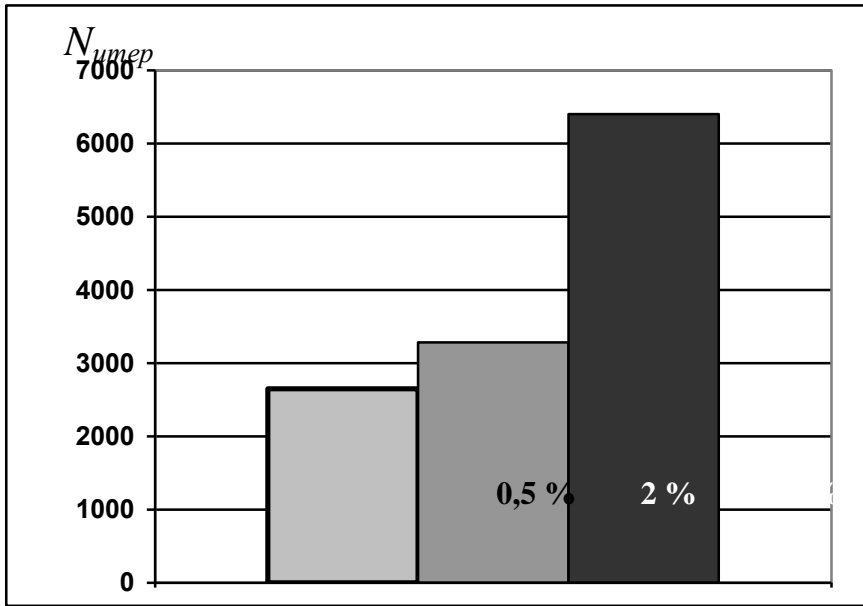
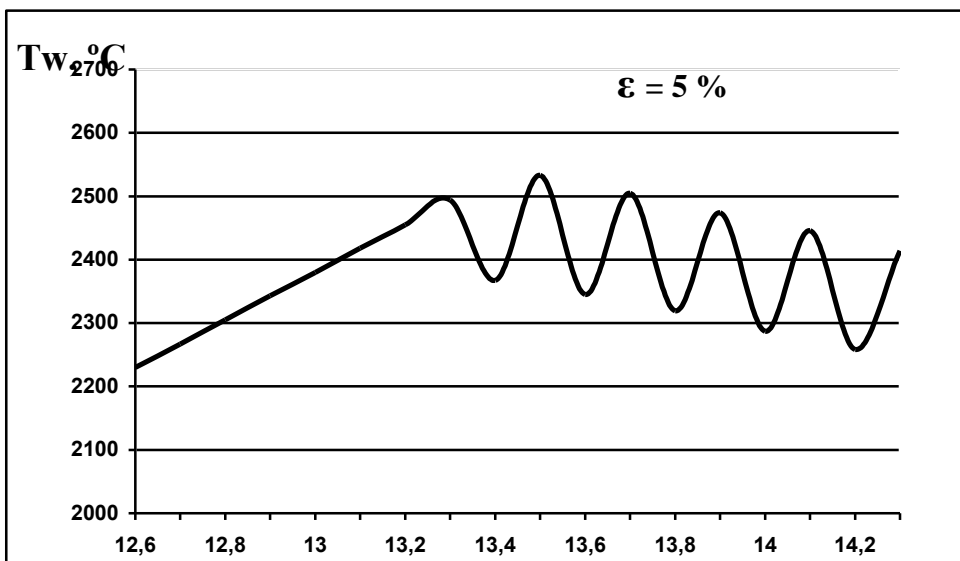


Рис.10 Зависимость суммарного количества итераций от допустимой точности определения температуры поверхности (пример 2)



$\tau, C$

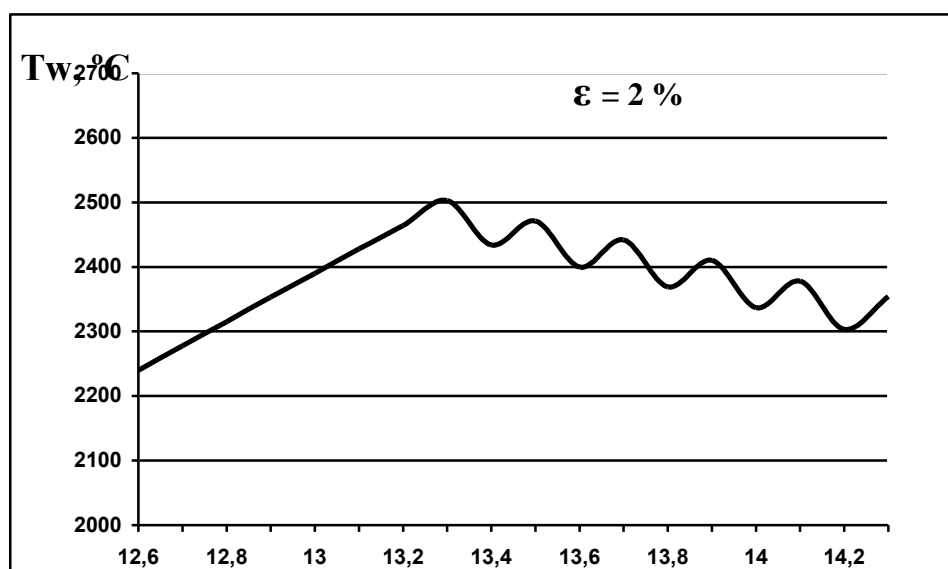
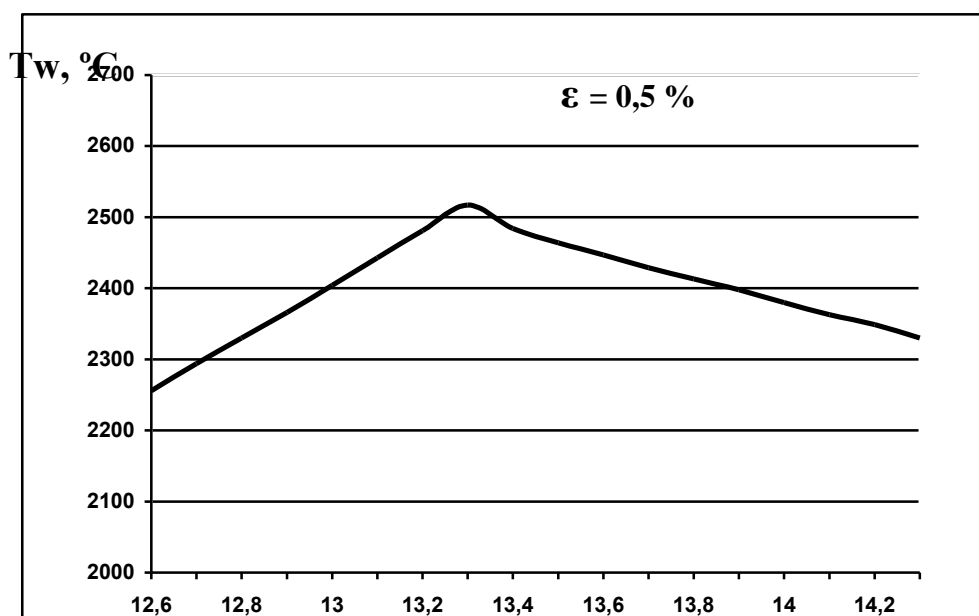
 $\tau, \text{C}$  $\tau, \text{C}$ 

Рис.11 Изменение температуры по времени полета для различной точности определения температуры поверхности (пример 2)

Это происходит вследствие того, что при уменьшении точности расчета происходит нарушение его устойчивости (рис.11), что приводит к возрастанию количества итераций уточнения (рис.12,13).

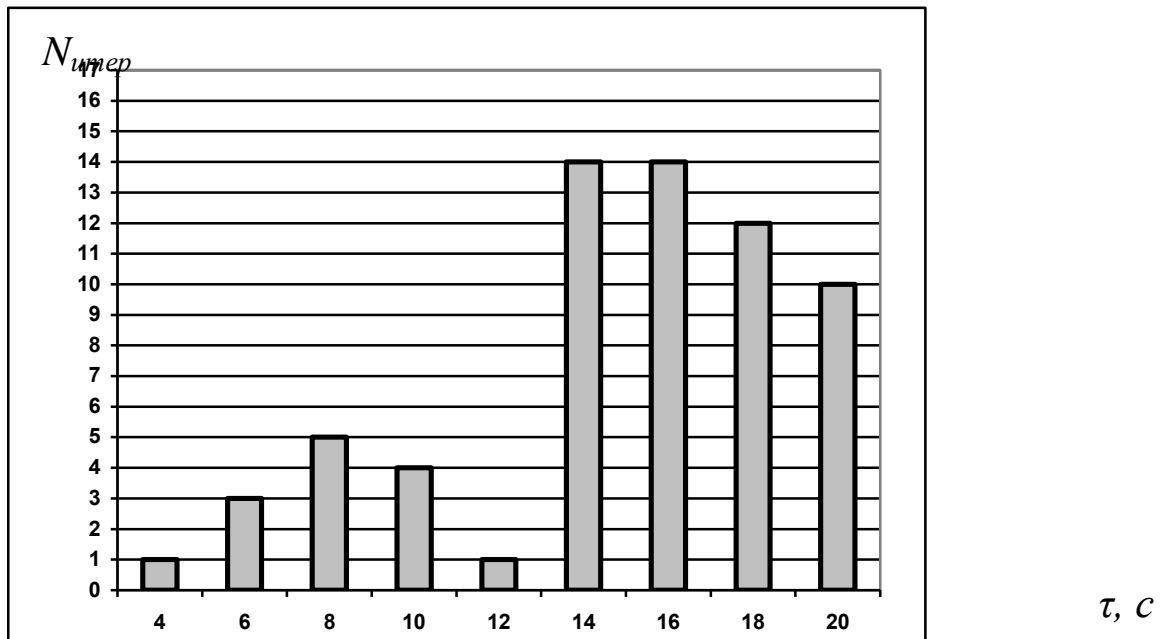


Рис.12 Распределение итераций уточнения по времени полета при потребной точности  $\xi = 2\%$  (пример 2)

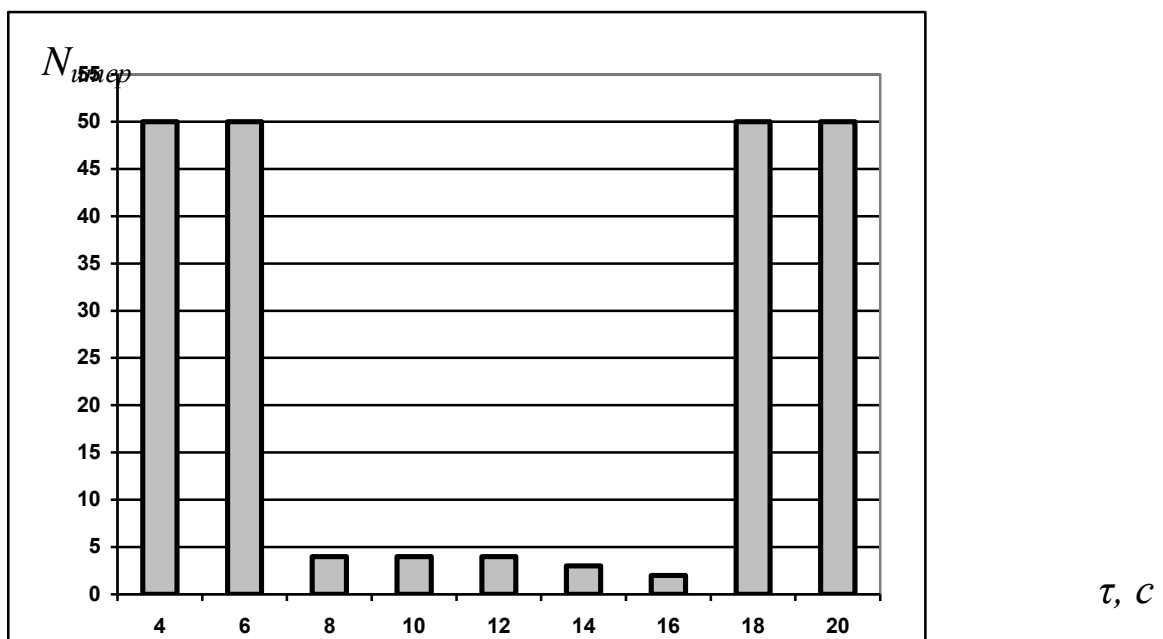


Рис.13 Распределение итераций уточнения по времени полета при потребной точности  $\xi = 5\%$  (пример 2)

Также опасным является использовать большое значение шага приближения по температуре. Это приводит к снижению точности определения температуры поверхности (рис.14), а при чрезмерно крупном шаге и к увеличению количества итераций уточнения (рис.15)

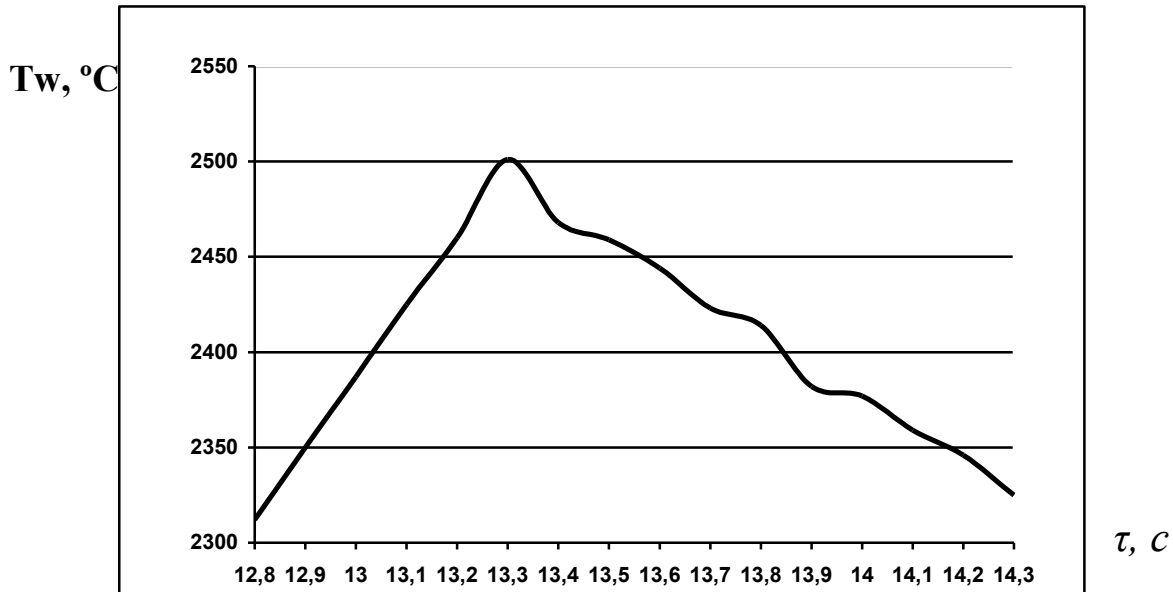


Рис.14 Изменение температуры по времени полета при шаге приближения по температуре  $10^\circ$  (пример 2)

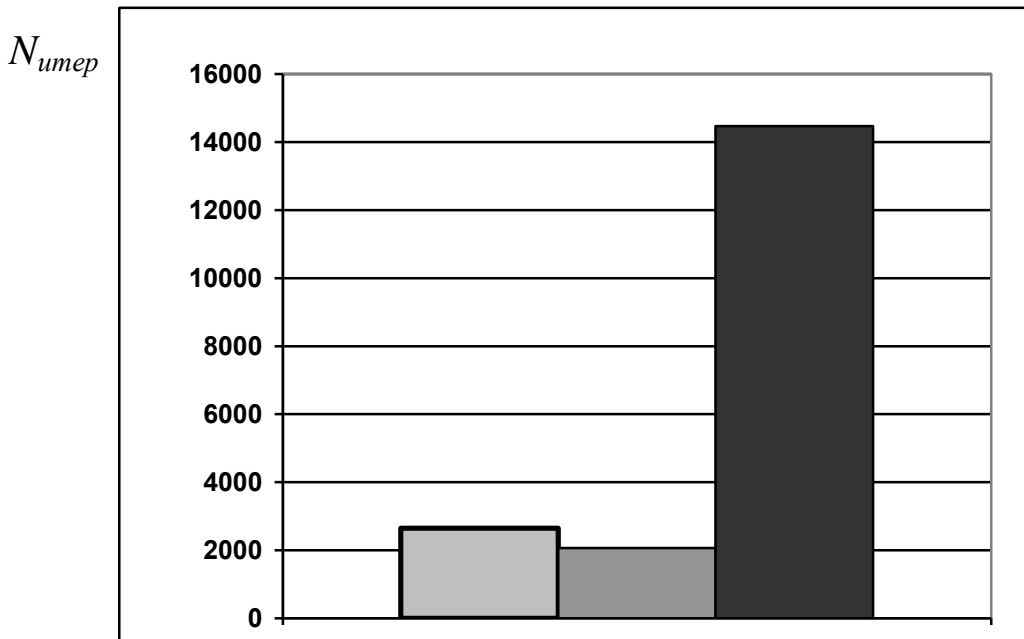


Рис.15 Зависимость суммарного количества итераций от величины шага приближения по температуре (пример 2)

### Выводы

1. Определение величины лучистого теплового потока по значению температуры на предыдущем шаге интегрирования по времени является эффективным способом учета граничных условий при численном расчете нагрева ЛА в полете.

2. Для обеспечения устойчивости процесса расчета, необходимо контролировать точность определения температуры поверхности на каждом шаге интегрирования по времени и, при необходимости, проводить уточнение полученных значений.

3. Целесообразно использовать высокие значения точностных параметров (допустимая точность определения температуры поверхности 0,5 %, шаг



приближения по температуре  $2^\circ$ ), что позволит обеспечить не только устойчивость расчета и высокую точность результатов, но и уменьшение времени расчета.

### Библиографический список

1. Авхимович Б.М. Конструкция и проектирование теплозащиты беспилотных летательных аппаратов. – М.: Изд-во МАИ, 1974. - 161 с.
2. Авхимович Б.М. Тепловое проектирование беспилотных атмосферных летательных аппаратов - М.: Изд-во МАИ, 2002. - 104 с.
3. Хемш М., Нилсен Д. Аэродинамика ракет. – М.: Мир, 1989. Книга 2. - 508 с.
4. Горюнов А.В., Молодожникова Р.Н., Прокофьев А.И. Односторонний импульсный нагрев цилиндрической оболочки переменной толщины // Труды МАИ. 2016. № 88. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=70432>
5. Егоров И.А. Определение температурного поля многослойной обшивки летательного аппарата с учетом зависимости теплофизических характеристик от температуры // Труды МАИ. 2016. №86. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=67804>
6. Голубев И.С., Светлов В.Г. Проектирование зенитных управляемых ракет. – М.: Изд-во МАИ, 2001. - 730 с.
7. Федорченко Е.А., Никитин П.В. Тепло- и массообмен на проницаемой поверхности системы тепловой защиты спускаемого космического аппарата малой формы // Труды МАИ. 2012. №50. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=28811>