

УДК 621.396.67

С.В. Орлов

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба

МЕТОД РАСЧЕТА НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ СФЕРИЧЕСКОГО ОБТЕКАТЕЛЯ АНТЕННЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Предлагается метод расчета нестационарного температурного поля сферического обтекателя антенны головной части перспективного сверхзвукового летательного аппарата, нагревающегося во время движения в плотных слоях атмосферы. Метод отличается от известных возможностью учета сферичности и многослойности конструкции, а также зависимости свойств материала от температуры на протяжении всего времени полета летательного аппарата.

Ключевые слова: обтекатель, нестационарное температурное поле, аэродинамический нагрев, сложный теплообмен, сеточная модель

Введение

Постановка проблемы. Радиопрозрачные обтекатели антенн (ОА), используемые в комплексных системах навигации сверхзвуковых летательных аппаратов (ЛА) в процессе полета подвергаются аэродинамическому нагреву. Это приводит к двумерной неоднородности в электродинамическом смысле материала стенки ОА (за счет изменения коэффициентов прохождения по толщине обтекателя при нагреве) и вызывает различные дополнительные угловые ошибки положения парциальных диаграмм направленности антенны, искажающих формируемое системой навигации изображение земной поверхности, что может привести к невыполнению антенной системой своих функций [1].

Поэтому на этапе проектирования для учета и дальнейшей компенсации тепловых искажений в антенной системе возникает задача определения величины нагрева обтекателя. Ее решение позволит при формировании текущего изображения учесть угловые ошибки не только холодного, но и нагретого неравномерно по толщине ОА.

Величина поправки на отклонение каждой парциальной составляющей диаграммы направленности антенной системы будет меняться в зависимости от температуры обтекателя, изменяющейся в свою очередь на протяжении всего полета, т.е. необходимо определить распределение температур в обтекателе в течение всего полета.

При расчете нестационарного температурного поля (НТП) необходимо учесть, что каждой точке на образующей обтекателя соответствует свое число Рейнольдса, а, следовательно, и свой коэффициент сложного теплообмена. Это вызывает разность градиентов температур по образующей обтекателя - перераспределение температур по образующей. Кроме этого, изменение во время полета угла атаки

изменяет положение критической точки, т.е. процесс перераспределения температур по образующей неравномерный.

Необходимо также учесть, что конструкция обтекателя может быть многослойной и свойства материала зависят от температуры.

Ввиду того, что при расчете НТП ОА учесть все перечисленные особенности аналитическими методами невозможно, то при выборе метода расчета будет целесообразно остановиться на численных методах, выбрав среди них метод конечных разностей с неявной схемой расчета.

Данный метод обладает бесспорным для моделирования преимуществом - абсолютной устойчивостью при произвольном характере изменении шагов по времени и пространству.

Анализ литературы. Наиболее полно вопросы расчета аэродинамического нагрева ОА излагаются в [2]. Предлагается применение эквивалентного коэффициента сложного теплообмена для совмещенного конвективного и лучистого теплообмена на поверхности обтекателя.

Однако распределение температуры по толщине обшивки рассчитывается как для бесконечной пластины одномерным аналитическим методом, изложенным в [3], где не учитывается многонаправленность распространения тепла и возможность того, что обшивка может быть многослойной с переменной толщиной слоя в каждом сечении по образующей обтекателя.

Таким образом, с помощью данной методики учесть сферичность конструкции обтекателя и изменение свойств обтекания во времени не представляется возможным.

Цель работы заключается в разработке метода расчета НТП, учитывающего сферичность конструкции обтекателя и изменение свойств обтекания в течение всего полета ЛА.

Решение проблемы

Математическая модель процесса теплообмена. Для расчета нестационарного температурного поля сферического ОА будем использовать уравнение теплопроводности в сферических координатах вида [4]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial T}{\partial \tau} = & \frac{\partial}{\partial r} \left(a \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{2}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} (aT) + \\ & + \frac{\operatorname{ctg} \varphi}{r^2} a \frac{\partial T}{\partial \varphi} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} \left(a \frac{\partial T}{\partial \varphi} \right) + \\ & + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} \left(a \frac{\partial T}{\partial \varphi} \right) + \frac{1}{r^2 \sin^2 \varphi} \frac{\partial}{\partial \psi} \left(a \frac{\partial T}{\partial \psi} \right) + q_v, \end{aligned}$$

где r – радиус ОА; φ – угол по образующей плоскости; ψ – угол по плоскости основания ОА; q_v – внутренний источник тепла; $a = \frac{\lambda}{c \cdot \rho}$ – температуропроводность; λ – теплопроводность; c – теплоемкость; ρ – плотность материала ОА.

Поскольку ЛА движется постоянно в одной плоскости (углы крена и рыскания поддерживаются равными нулю), справедливо принять допущение, что тепло распространяется по двум направлениям – радиусу и образующей.

Краевые условия с переменными теплофизическими свойствами имеют вид:

1) начальное распределение температуры: $T(r, \varphi, 0) = T_0$;

2) в центре сферического обтекателя принимаются граничные условия 2 рода (теплоизоляция)

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial r} \Big|_{r=0} = 0. \tag{1}$$

С принятыми допущениями математическая модель будет иметь вид:

$$\begin{aligned} \frac{\partial T}{\partial \tau} = & \frac{\partial}{\partial r} \left(a \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{2}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} (aT) + \\ & + \frac{\operatorname{ctg} \varphi}{r^2} a \frac{\partial T}{\partial \varphi} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} \left(a \frac{\partial T}{\partial \varphi} \right) + \\ & + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} \left(a \frac{\partial T}{\partial \varphi} \right). \end{aligned} \tag{2}$$

Величина коэффициента теплообмена для каждой точки поверхности своя (свое число Рейнольдса), поэтому счет производится для всех узлов поверхности, после чего по известным значениям температур в узлах сетки всего обтекателя производится расчет «перетекание тепла» по образующей, принимая допущение, что в местах крепления обтекателя с корпусом ЛА теплоизоляция.

Во всех точках на поверхности теплообмен 3 рода (сложный теплообмен)

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial r} \Big|_{r=R, 0 < \varphi < \pi} = \tag{3}$$

$$= \alpha_{\varphi} (T_c - T_0 (R, 0 < \varphi < \pi, \tau)).$$

Допущение, что в местах крепления корпуса и ОА теплоизоляция имеет вид.

Левое крепление корпуса и ОА

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial \varphi} \Big|_{\varphi=0, 0 < r < R} = 0. \tag{4}$$

Правое крепление корпуса и ОА

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial \varphi} \Big|_{\varphi=\pi, 0 < r < R} = 0. \tag{5}$$

Определение коэффициента конвективной теплоотдачи сферического ОА. При полете сферической головной части в плотных слоях атмосферы перед ней образуется отошедшая ударная волна переменной интенсивности в различных точках поверхности. Максимальная интенсивность ударной волны имеет место в окрестности критической точки, где местный угол наклона волны равен 90°.

Коэффициент теплоотдачи между пограничным слоем и стенкой в критической точке сферического обтекателя определяется по формуле [5]:

$$\left(\frac{\alpha_k}{c_p} \right)_{\max} = \frac{0,002 V_H^{1,62} \rho_H^{0,8}}{K_{T2} R_0^{0,2}} \cdot 210 \psi_T, \tag{6}$$

где c_p^* – теплоемкость воздуха при температуре торможения; $\frac{\alpha_k}{c_p^*}$ – так называемый энтальпийный

коэффициент теплоотдачи в критической точке. В [5] предложено вычислять энтальпийный коэффициент теплоотдачи в любом сечении затупленного осесимметричного тела через величину максимального коэффициента теплоотдачи в виде

$$\frac{\alpha_k}{c_p} = \left(\frac{\alpha_k}{c_p^*} \right)_{\max} \cdot \frac{C_D}{(\bar{x}_{\varphi})^{0,2}}, \tag{7}$$

где C_D , $(\bar{x}_{\varphi})^{0,2}$ – коэффициенты, зависящие от величины и характера распределения давления вдоль обтекаемой поверхности, приводятся в [5].

Формула (6) справедлива для диапазона температур

$$T_0 = 800 \div 3500 \text{ K}$$

и давлений

$$p_1 = 10^3 \div 10^7 \frac{\text{H}}{\text{M}^2} [5].$$

Распределение температуры пограничного слоя по поверхности сферического обтекателя. Расчет распределения температуры пограничного слоя по поверхности обтекателя произведем в следующей последовательности:

- 1) определим значение теплового потока в критической точке;
- 2) определим распределение тепловых потоков к точкам поверхности
- 3) определим распределение температур восстановления в точках пограничного слоя.

При обтекании сферического затупления набегающим потоком воздуха максимальное значение теплового потока в критической точке поверхности при скоростях $V = 600 \div 14000 \frac{M}{c}$ и температуре пограничного слоя $T_\delta = 0 \div 3000 K$ определяется по формуле [5] (символ «0» обозначает параметр в критической точке, «x» – исследуемое сечение)

$$q_{\text{кр}} = 7,4 \cdot 10^{-4} \frac{\rho^{0,8} V^{3,3}}{R_0^{0,2}} \left(1 - \frac{I_\delta}{I_0} \right). \quad (8)$$

Зависимость теплового потока в произвольной точке поверхности полусферы по ее образующей q_x , от теплового потока в критической точке q_0 , при условии обтекания с достаточно большими сверхзвуковыми скоростями, определяется по формуле [6]

$$\frac{q_x}{q_0} = 1 - 1,32 \cdot \left(\frac{\varphi}{\pi/2} \right)^2 + 0,5 \cdot \left(\frac{\varphi}{\pi/2} \right)^5, \quad (9)$$

где φ – центральный угол в точке x поверхности (текущее значение точки x определяется текущим значением угла наклона траектории движения).

Температуру восстановления в критической точке поверхности сферы можно рассчитать по уточненной методике [7]. Чтобы получить температуру восстановления в любой другой точке поверхности произведем преобразование отношения величин тепловых потоков в любой точке поверхности

$$\frac{q_x}{q_0} = \frac{\alpha_{\text{эф}}^{(x)} (T_B^{(x)} - T_{\text{пов}}^{(x)})}{\alpha_{\text{эф}}^{(0)} (T_B^{(0)} - T_{\text{пов}}^{(0)})}.$$

Из этого соотношения температура пограничного слоя в произвольной точке вдоль образующей обтекателя будет равна

$$T_B^{(x)} = \frac{q^{(x)} \alpha_{\text{эф}}^{(0)} \left(T_0 \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2 \right) \right) - q^{(0)} \alpha_{\text{эф}}^{(0)} T_{\text{пов}}^{(0)} \alpha_{\text{эф}}^{(x)} T_{\text{пов}}^{(x)}}{\alpha_{\text{эф}}^{(x)} q^{(0)}}. \quad (10)$$

Выражения (1) – (10) представляют собой замкнутую систему, позволяющую составить алгоритм и программу расчета НТП сферического ОА.

Для решения уравнения (2) воспользуемся локально – одномерной аппроксимацией многомерной схемы, предложенной в [8]. Вместо краевой задачи

(1) – (5) последовательно решаются одномерные краевые задачи:

$$\frac{\partial U}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial r} \left(a \frac{\partial U}{\partial r} \right) + \frac{2}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} (aU), \quad (11)$$

где U – предварительная температура;

$$\begin{aligned} -\lambda \frac{\partial U}{\partial r} \Big|_{r=R, \varphi=\text{const}} &= \alpha_{\text{эф}} (T_c - U_0 (R, \varphi = \text{const}, \tau)); \\ -\lambda \frac{\partial U}{\partial r} \Big|_{r=0} &= 0; \quad U(r, \varphi, 0) = T_H (r, \varphi), \end{aligned}$$

где $U(r, \varphi, t_{k-1}) = T(r, \varphi, t_{k-1})$;

$$\frac{\partial T(\varphi, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\text{ctg} \varphi}{r^2} a \frac{\partial T}{\partial \varphi} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} \left(a \frac{\partial T}{\partial \varphi} \right); \quad (12)$$

$$-v \frac{\partial T}{\partial \varphi} \Big|_{\varphi=0, r=\text{const}} = 0;$$

$$-v \frac{\partial T}{\partial \varphi} \Big|_{\varphi=\pi, r=\text{const}} = 0,$$

где $T(r, \varphi, t_{k-1}) = U(r, \varphi, t_k)$.

Расчет нестационарного температурного поля сферического ОА с учетом всех изменений краевых условий целесообразно производить методом конечных разностей. При составлении сеточной модели необходимо заменить уравнение теплопроводности сферы с переменными коэффициентами соответствующему ему уравнению в конечных разностях.

Решение целесообразно производить на неравномерной сетке, где выбирать маленькие шаги по толщине обтекателя и большие по воздуху (рис. 1). Предложенная схема расщепления позволяет в два этапа вычислить температуру $T(r, \varphi, t)$ на временном интервале Δt . Первый этап – определение сеточной функции $U(r, \varphi, t_k)$ по известному $T(r, \varphi, t_{k-1})$. Второй этап – нахождение $T(r, \varphi, t_k)$ по полученному ранее $U(r, \varphi, t_k)$ [8].

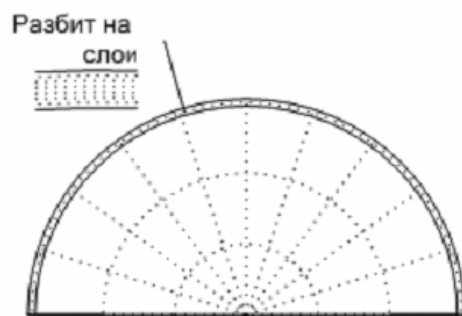


Рис. 1. Сеточная модель сферического обтекателя

Дифференциальному уравнению (11) при аппроксимации неявной разностной схемой соответ-

стует система алгебраических уравнений для значения искомой функции y_i^{j+1} на новом слое $t = t_{j+1}$.

$$\begin{aligned} & \left(\frac{\tau}{\Delta r_i \cdot \Delta r_i} \cdot a_i - 2 \frac{\tau}{r(\Delta r_i + \Delta r_{i+1})} \cdot a_i \right) \cdot y_{i-1} - \\ & - \left(1 + \frac{\tau}{\Delta r_i \cdot \Delta r_{i+1}} \cdot a_{i+1} + \frac{\tau}{\Delta r_i \cdot \Delta r_i} \cdot a_i - 2 \frac{\tau}{r(\Delta r_i + \Delta r_{i+1})} \cdot a_{i+1} + \right. \\ & \quad \left. + 2 \frac{\tau}{r(\Delta r_i + \Delta r_{i+1})} \cdot a_{i-1} \right) \cdot y_i + \\ & + \left(\frac{\tau}{\Delta r_i \cdot \Delta r_{i+1}} \cdot a_{i+1} - 2 \frac{\tau}{r(\Delta r_i + \Delta r_{i+1})} \cdot a_i \right) y_{i+1} = -y_i^j, \end{aligned}$$

где Δr_i – шаг по радиусу в i -й точке,
 $\frac{\tau}{\Delta r_i} = \frac{\Delta r_i + \Delta r_{i+1}}{2}$.

Решив данную схему методом прогонки, определим НТП в момент времени $t = j+1$.

После этого, по значениям температур в узлах на поверхности обтекателя по образующей можно определить величины конвективного и излучаемого теплового потока в момент времени $t = j+1$ в каждом узле поверхности, которые используются для определения эффективного коэффициента теплообмена и уточнения температур восстановления в узлах сетки возле поверхности.

После вычисления НТП ОА в момент времени $t = j+1$ в формулы (11) – (12) подставляются значения параметров движения ЛА в момент времени $j+2$, и т.д., подставляя значения параметров движения в дискретные моменты времени, вычисляется температурное поле обтекателя в течение всего полета.

Выводы

Полученная математическая модель позволяет оценить НТП ОА с учетом сферичности конструкции обтекателя и изменение свойств обтекания в течении всего полета ЛА. Результаты расчетов и их анализ будут приведены в дальнейших работах.

Список литературы

1. Орлов С.В. Математическая модель навигации летательных аппаратов, включающая парирование до-полнительных угловых ошибок вносимых остроконечным антенным обтекателем, обусловленных аэродинамическим нагревом / С.В. Орлов // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – Х.: НАКУ, 2004. – № 3 (7). – С. 77-79.
2. Дракин И.И. Аэродинамический и лучистый нагрев в полете / И.И. Дракин. – М.: Оборонгиз, 1961. – 95 с.
3. Лыков А.В. Теория теплопроводности / А.В. Лыков. – М.: Высшая школа, 1967. – 382 с.
4. Ильченко О.Т. Расчеты теплового состояния конструкций / О.Т. Ильченко. – Х.: Вища школа, 1979. – 168 с.
5. Авдеевский В.С. Основы теплопередачи в авиационной и ракетной технике / В.С. Авдеевский. – М.: Оборонгиз, 1975. – 590 с.
6. Аэродинамика ракет / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, А.Н. Данилов, В.Ф. Захарченко; под ред. Н.Ф. Краснова. – М.: Высшая школа, 1968. – 772 с.
7. Мацевитый Ю.М. Обратные задачи теплопроводности / Ю.М. Мацевитый. – К.: Наук. думка, 2002. – В 2-х томах, т. 1. Методология. – 405 с.
8. Яненко Н.Н. Метод дробных шагов решения многомерных задач математической физики / Н.Н. Яненко. – Новосибирск: Наука, 1967. – 195 с.

Поступила в редколлегию 19.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Н.Фоменко, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

МЕТОД РОЗРАХУНКУ НЕСТАЦІОНАРНОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ СФЕРИЧЕСЬКОГО ОБТІЧНИКА АНТЕНИ ПЕРСПЕКТИВНИХ НАДЗВУКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

С.В. Орлов

Пропонується метод розрахунку нестационарного температурного поля сферичного обтічника антени головної частини перспективного надзвукового літального апарату, що нагрівається під час руху в щільних шарах атмосфери. Метод відрізняється від відомих можливістю обліку сферичності і багат шаровості конструкції, а також залежності властивостей матеріалу від температури протягом всього часу польоту літального апарату.

Ключові слова: обтічник, нестационарне температурне поле, аеродинамічний нагрів, складний теплообмін, сіткова модель.

METHOD OF CALCULATION OF UNSTATIONARY TEMPERATURE PAUL SPHERICAL COWLING OF AERIAL OF PERSPECTIVE SUPERSONIC AIRCRAFTS

S.V. Orlov

The method calculation of the unstationary temperature field spherical cowling aerial of head part perspective supersonic aircraft, heated during motion in the dense layers of atmosphere is offered. A method differs from known possibility of account sphericity and multi-layeredness construction, and also dependences properties of material on a temperature at all time flight of aircraft.

Keywords: cowling, unstationary temperature field, aerodynamic heating, difficult heat exchange, grid model.