

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ «ФОТОН»

Аншаков Г.П., Бирюк В.В., Васильев В.В., Салмин В.В.

Самарский государственный аэрокосмический университет

Введение. Проблема обеспечения заданного теплового режима экспериментальных и технологических установок на борту космических аппаратов-лабораторий типа «Фотон» является в настоящее время весьма сложной и актуальной задачей. Для целого ряда технологических и био-технологических экспериментов одним из важнейших требований является однородность теплового поля в зоне размещения оборудования.

При решении задач обеспечения заданного теплового режима экспериментальных и технологических установок на борту космических аппаратов-лабораторий типа «Фотон» необходимо подробное знание механизма тепломассообмена в замкнутом пространстве между твердыми телами и омывающим их воздухом.

Математическая модель расчета тепловых полей внутри спускаемого модуля КА должна учитывать:

- конструктивно-компоновочную схему аппарата;
- работу системы терморегулирования, включая смесительные вентиляторы;
- используемые материалы конструкции и аппаратуры;
- тепловыделения внутренних источников;
- характеристики среды внутри СА.

В работах [1-2] рассматривалась задача определения тепловых полей внутри СА с учетом естественной конвекции от гравитационных ускорений, вызванных вращением аппарата в орбитальном полете. В настоящей статье особое внимание уделяется определению температурных полей с учетом искусственной конвекции, вызванной работой вентиляторов.

Математическая модель

Решается задача численного моделирования теплового режима сложной замкнутой системы. Исследуемый объект представляет собой

сферу, заполненную воздухом, внутри которой находятся твердые тепловыделяющие тела, система терморегулирования. Внутри исследуемого объекта расположены вентиляторы, создающие устойчивые потоки воздуха.

Внутреннее пространство спускаемого аппарата представляет собой сложное загроможденное пространство. Провести математическое моделирование для объекта такой конфигурации в настоящее время не представляется возможным. Поэтому для математического моделирования реальный спускаемый аппарат заменяется упрощенной расчетной схемой (рис.1.), исследуемый объект представляет собой сферу, заполненную воздухом, внутри находятся твердые тепловыделяющие тело 1, научный модуль, систему терморегулирования и два вентилятора.

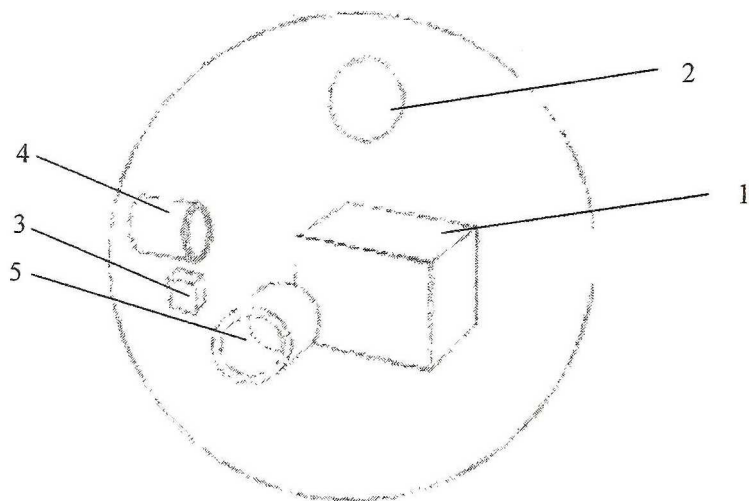


Рис. 1. Пространственное распределение объектов внутри модели спускаемого аппарата Фотон, 1-теповыделяющее тело, 2 –система терморегулирования, 3 – научный модуль, 4 и 5 - вентиляторы

Для получения истинного температурного поля необходимо решить задачу с вынужденной конвекцией. Поэтому необходимо сначала получить поля течения воздуха, а потом рассчитывать поле температур, решая совместно уравнения движения и уравнения температур. Необходимость определения температурных полей твердых объектов внутри заданного ограниченного объема приводит к задаче нестационарного

сопряженного теплообмена в трехмерной постановке. Тепло, выделяемое объектами, перераспределяется внутри сферы вынужденной конвекцией от вентиляторов и системы терморегулирования, а также тепловой и вынужденной конвекцией, вызванной вращением объекта исследований относительно центра масс. Отвод лишнего тепла происходит пассивно через оболочку сферы и активно через систему терморегулирования.

Математическая модель включает:

Уравнения движения вязкой сжимаемой жидкости Навье-Стокса

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{g} - \frac{1}{\rho} \text{grad } p + \nu \Delta \bar{V} + \frac{\nu}{3} \text{grad } \text{div} \bar{V},$$

уравнение неразрывности и состояния

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div } \rho \bar{V} = 0, \quad \frac{p}{\rho} = RT$$

и уравнение теплопроводности

$$\rho c_v \left(\frac{\partial T}{\partial t} + \nu \nabla T \right) + \nabla \cdot \{q\} = \bar{q}.$$

Здесь \bar{V} - вектор скорости в декартовой системе координат, \bar{g} - вектор гравитационного ускорения, ρ - плотность воздуха, p - давление воздуха, c_v - удельная теплоемкость, T - температура, t - время, ν - кинематическая вязкость, ∇ - оператор Гамильтона, Δ - оператор Лапласа.

Начальные условия.

В качестве простых начальных условий можно принять неподвижный ($V = 0$), однородно нагретый воздух ($T = T_0 = 20 \text{ C}^0$). В момент времени $t = 0$ (начало орбитального полета) включаются вентиляторы и СТР. Одновременно (в соответствии с программой полета) начинается выделение тепла объектами и сброс тепла через оболочку сферы. Возможен и другой вариант начальных условий: однородно нагретый газ стационарно движется под действием вентиляторов и СТР.

Поток тепла через оболочку отсутствует.

Граничные условия.

1. На поверхности сферы: $V = 0$ и $-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = qs$, где qs задается эмпирически и может зависеть от времени и координат на сфере. Таким образом, на данном этапе работ математическая модель пока не обеспечивает расчет теплообмена с внешней средой и не учитывает ориентацию КА относительно Солнца.

2. На объектах, выделяющих тепло: $\dot{V} = 0$, $-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = qi$, где qi - удельный тепловой поток с единицы поверхности i -го объекта. Его зависимость от времени определяется программой полета.

3. На вентиляторах: вход: $V = V_v$, $-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = 0$, (конвективный перенос тепла); выход: $V = V_v$, $T = T_a$, где V_v - заданная равномерная скорость струи, одинаковая на входе и выходе. T_a - средняя температура, получаемая интегрированием по площади входа вентилятора температуры на входе. Это условие позволяет сохранить баланс тепла при проходе воздуха через вентилятор.

4. На СТР: вход: $V = V_{in}$, $-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = 0$, (конвективный перенос тепла); выход: $V = V_{out}$ (с учетом сохранения баланса массы), $T = T_{out}$, где T_{out} - эмпирически задаваемая температура, исходя из условий работы теплообменника.

Решаемая задача - нестационарный сопряженный теплообмен в трехмерной постановке. Для создания универсальной модели и автоматизации последующих расчетов создаем конечно-элементную параметрическую модель.

Внутри исследуемого объекта расположены вентиляторы, которые создают устойчивые потоки воздуха. Для получения истинного температурного поля необходимо решать задачу о вынужденной конвекции. В этом случае поле течения будет зависеть от параметров вентиляторов (ориентация, скорость) и от распределения температур. Поэтому необходимо сначала получить поле течения воздуха, а потом рассчитывать поле температур, для уточнения которого так или иначе придется решать уравнения движения и уравнения температур совместно.

Необходимость определения не только температурного поля газа, но и температурных полей твердых объектов внутри сферы ставит вопрос о необходимости решения задачи сопряженного теплопереноса. Здесь необходимо учитывать, что если термические свойства твердого материала на несколько порядков величины отличаются от свойств газа, то задача будет являться "некорректной задачей теплопереноса".

Особенности решения. Решение задачи в трехмерной постановке существующими методами не позволяет получить точных результатов из-за плохой сходимости результатов, особенно при сильном "загромождении" внутреннего пространства сферы. Это вызвано значительными градиентами параметров течения вблизи границ или недостаточно развитым течением, и как следствие нарушением баланса масс.

Расчет выполняется с применением специализированного инженерного программного пакета ANSYS, версия 5.5, основанного на использовании современных численных методов, а также его газодинамического блока FLOTRAN, позволяющим определить скоростные поля потоков воздуха, температурные поля, тепловые потоки на основе теории вынужденного конвективного теплообмена.

Для повышения сходимости решения предлагается следующий комплекс действий.

1. Перейдем от трех- к двумерным задачам, для этого разобьем сферу на ряд двумерных сечений и определим линии их пересечения. Линии пересечения будут служить для передачи (обмена) данных между двумерными решениями.

2. Чтобы избежать неоправданного измельчения сетки в пограничном слое, используем закон пристеночной вязкости. Воспользуемся соотношением между безразмерным расстоянием от стенки и логарифмом безразмерной скорости вблизи стенки. Этот закон дает хорошее совпадение с экспериментально определенными профилями скоростей у стенки.

3. Во избежании получения в ходе расчета отрицательных значений температуры и давления, необходимо на первоначальной стадии расчета использовать завышенное значение вязкости воздуха. Это позволит получить устоявшиеся линии тока. Требуемая величина вязкости может сильно варьироваться, обычно она на 3-4 порядка больше, чем лами-

нарная вязкость потока. После достижения устойчивой сходимости следует постепенно уменьшить вязкость до реального значения.

4. Стандартная конечно-элементная модель турбулентности как правило обеспечивает реалистичную картину течения, не вызывая больших невязок решения.

Наиболее точно уравнение модели вентилятора записывается в терминах градиента давления, приложенного в определенном направлении к потоку. Рост давления вызванный применением этой модели, определяется градиентом давления, помноженным на длину участка течения. Градиент давления является квадратичной функцией скорости.

На первом этапе рассекаем сферу главными плоскостями и проводим расчет двумерных задач независимо друг от друга. Оценив полученные тепловые поля и картину течения, вносим изменения в компоновку объекта, изменяем характеристики и расположение вентиляторов. (Температурные поля хорошо показывают «удачно ли» выбрано место для исследуемых объектов, на сколько велико влияние на них тепловыделяющих объектов). (Поле линий тока показывает правильно ли сориентированы вентиляторы. Наглядная картина течения позволяет лучше понять его характер, выявить «тонкие» места).

Далее проводим расчеты двумерных сечений с внесением уточнений граничных условий с учетом результатов решения (температура, давления, скорость в общих узлах конечно-элементной сетки) в смежных сечениях на предыдущих этапах решения. На рисунке 2 приведено распределение температур по диаметральному сечению сферы горизонтальной плоскостью. Максимальная температура достигает 60°C на

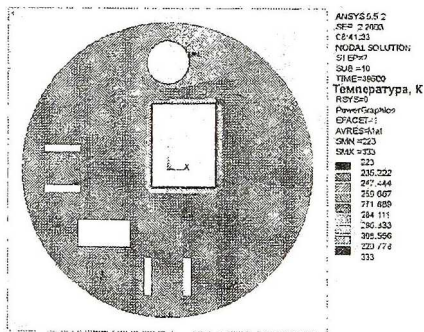


Рис.2. Распределение температур в горизонтальном диаметральном сечении $T_{max}=60^{\circ}\text{C}$, $T_{min}=-50^{\circ}\text{C}$

границе нагревательного элемента, минимальная температура равна -50°C в непосредственной близости от системы терморегулирования. В об-

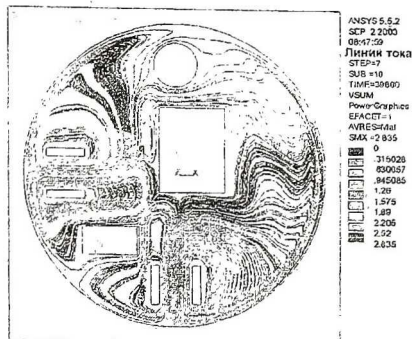


Рис.3. Характер линий тока воздуха в диаметральной горизонтальном сечении $V_{max}=2,835$ m/s, $V_{min}=0$ m/s

ласти приборных отсеков температура составляет величину порядка 11°C .

На рисунке 3 приведены линии тока внутри рассматриваемого сечения. Максимальная скорость воздуха достигает $V_{max}=2,835$ m/s в области вентилятора.

На рисунке 4 приведены поля скорости воздушных потоков в рассматриваемом сечении.

Для сравнения на рисунке 5 приведено распределение скоростей в диаметральной горизонтальном сечении.

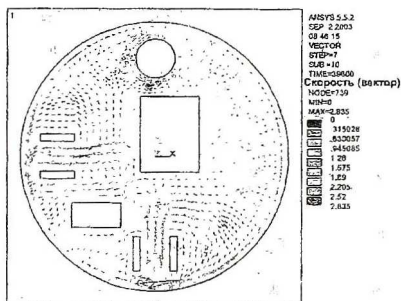


Рис. 4. Распределение скоростей по горизонтальному диаметральному сечению

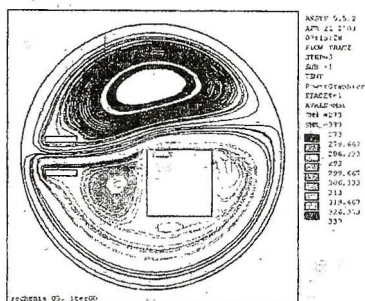


Рис. 5. Распределение скоростей в горизонтальном сечении $\bar{z}=0,8$

Количество этапов уточнения решения и необходимость введения дополнительных сечений, определяются исходя из сложности задачи.

Полученное решение достаточно полно характеризует тепловое состояние и картину течения внутри сферы, что облегчает выбор места расположения вновь устанавливаемых компонентов или изменения места расположения существующих.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. THERMAL FIELDS MODELING WITH ALLOWANCE OF MICROACCELERATIONS AT THE 'FOTON' SPACECRAFT. / Abrashkin V.I., Kazakova A.E., Vasiliev V.V., Romanenko V.A., Salmin V.V., Nikitin S.A., Polezhaev V.I., Sazonov V.V. // Proceeding 52nd International Astronautical Congress, Oct 2001. Toulouse. France IAF-2001-J.5.07.
2. SIMULATION OF HEAT FIELDS WITH REGARDS TO MICROACCELERATION ON THE SPACECRAFT FOTON. / Abrashkin V.I., Kazakova A.E., Romanenko V.A., Vasiliev V.V., Salmin V.V., Nikitin S.A., Polezhaev V.I., Sazonov V.V. // Proceeding of the International Conference Scientific and Technological Experiments on Russian Foton/Biob Recoverable Satellites: Results, Problems and Outlooks. Samara. Russian Federations. 2000. – P.133-136.

УДК 621.45.03

**ПРИМЕНЕНИЕ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ ДЛЯ
РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОРГАНИЗАЦИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА
КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД И ГТУ**

Беляев В.В.

ОАО СНТК им. Н.Д. Кузнецова, г. Самара

Современный подход к проектированию и доводке основных узлов ракетных, авиационных и наземных двигателей предполагает интенсивное использование расчетных методов предсказания их характеристик. Расчетное моделирование рабочих процессов основных узлов проводится на этапе проработки компоновки двигателя и предшествует разработке конструкторской документации, изготовлению и экспериментальной отработке, что позволяет с приемлемой точностью оценить предполагаемый эффект. На этапе доводки изделия проводят расчеты, сопровождающие испытания, для сокращения потребного числа экспериментов. Выполнение таких расчетов может быть основано на численном моделировании рабочих процессов узлов двигателей, которое дополняет натурный эксперимент полнотой информации об исследуемом объекте.