

РАСШИРЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЧИСЛЕННЫХ МОДЕЛЕЙ ANSYS FLUENT ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОФИЗИКИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Д.Р. Исмагилов¹, Г.Ф. Костин², А.В. Лепихов³

¹ФГАОУ ВО «ЮУрГУ (НИУ)», Челябинск, Россия; ²Ю-У НЦ, Миасс, Челябинская обл., Россия; ³АО «ГРЦ Макеева», Миасс, Челябинская обл., Россия

Основной целью работы является адаптация универсального САЕ-пакета, используемого для инженерного моделирования, к задачам расчета гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Необходимость численного моделирования в проектной работе вызвана сложностью геометрических форм перспективных ГЛА, наличием выступов на поверхности, острых кромок, сложностью расчета донного теплообмена.

Для качественного исследования аэродинамики и тепловых режимов ГЛА необходимо учитывать изменение теплофизических и газодинамических параметров обтекающего ГЛА потока, вызванное физико-химическими процессами в высокотемпературных областях течения. Изменение геометрических обводов в процессе абляции и вдув продуктов разрушения тепловой защиты в пограничный слой существенно влияют как на аэродинамику, так и на величину теплового нагружения конструкции. Широкий диапазон исследуемых высот полета приводит к необходимости использования как моделей равновесного газа, так и моделей, учитывающих химическую и термическую неравновесность.

Типичные математические модели, реализованные в универсальных САЕ-пакетах, включают в себя уравнения неразрывности, Навье-Стокса, сохранения энергии поступательного движения частиц и переноса компонент. Анализ доступных САЕ-пакетов показал, что в них отсутствуют инструменты моделирования (в сопряженной постановке) таких основных эффектов абляции, как рецессия поверхности, поглощение тепла и его унос газовым потоком с поверхности, кинетика процессов деструкции материалов. Отсутствуют модели для учета процессов релаксационного изменения энергии в колебательной моде.

В данной работе представлены следующие математические модели и методики их реализации в САЕ-пакете ANSYS Fluent:

- модель равновесного воздуха в соответствии с данными работы [1], определяющими в полиномиальной форме зависимость теплопроводности, вязкости, теплоемкости, энтальпии и коэффициента сжимаемости воздуха;
- двухтемпературная модель химически и термически неравновесного воздуха с

учетом релаксационного изменения энергии колебательной моды;

- модель абляции поверхности тепловой защиты ГЛА с учетом вдува продуктов разрушения тепловой защиты в пограничный слой.

Тестирование реализации модели равновесного воздуха выполнено по экспериментальным данным работы [2], модели неравновесного воздуха – на базе экспериментальных данных [3]. Верификация модели абляции выполнена путем сравнения с результатами расчетов рецессии углерод-углеродного колпака летательного аппарата IRV-2 [4].

Модель равновесного воздуха реализована при помощи UDRGM-модуля (*User-Defined Real Gas Model*) следующим образом.

Система уравнений

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho H) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho H + p)) = \nabla \cdot (\lambda_{eff} \nabla T + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{v})) + S_h \quad (3)$$

замыкается следующим образом:

$$C_p = F_1(p, T), \mu = F_2(p, T), \lambda_{eff} = F_3(p, T),$$

$$R_{eq} = R_g \cdot Z(p, T), \rho = \frac{p}{R_{eq} T}, \gamma_{eq} = \frac{C_p}{C_p - R_{eq}}, H(p, T) = \int_{T_{ref}}^T C_p dT,$$

$$s = \frac{R_{eq}}{\gamma_{eq} - 1} \cdot \log \left(\frac{p}{\rho^{\gamma_{eq}}} \right), \frac{\partial \rho}{\partial t} = -\frac{\rho}{Z} \cdot \left(\frac{1}{T} + \frac{dZ}{dT} \right), \frac{\partial \rho}{\partial p} = \frac{1}{R_{eq} \cdot T} - \frac{\rho}{Z} \cdot \frac{dZ}{dp},$$

$$\frac{\partial H}{\partial T} = \frac{H(p, T + \Delta T) - H(p, T - \Delta T)}{2\Delta T}, \frac{\partial H}{\partial p} = \frac{H(p + \Delta p, T) - H(p - \Delta p, T)}{2\Delta p}.$$

Функции Z , F_1 , F_2 , F_3 представляют собой табличные функции, задающие зависимость каждого параметра от температуры и давления.

Основные элементы математической модели неравновесного воздуха приняты аналогично [5]. Уравнения переноса колебательной энергии реализуются при помощи дополнительных уравнений переноса скалярной величины для компонент O_2 и N_2 , записанных в следующем виде:

$$\frac{\partial(\rho \phi)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho u_i \phi - G \frac{\partial \phi}{\partial x_i} \right) = S_\phi \quad (4)$$

где G – коэффициент диффузии, $\rho u_i \phi$ – конвективная составляющая переноса.

Изменение энергии в колебательной моде рассчитывается по приближенной теории Ландау-Теллера и моделируется при помощи источниковых членов S_h и S_ϕ в уравнениях (3) и (4) соответственно.

Моделирование процесса абляции выполняется при помощи задания подвижной

границы. Процессы в твердом теле моделируются при помощи *self-made* программы, выполняющей решение уравнения теплопроводности методом прогонки на декартовой конечно-объемной расчетной сетке. Отдельная подпрограмма решает уравнение уноса и определяет форму поверхности тела. Расчет величины уноса в конкретной точке поверхности выполняется инженерными методиками. Исходными данными для расчета уноса служит численное решение газодинамической задачи и результаты решения твердотельной задачи. Влияние вдува продуктов абляции в пограничный слой моделируется путем задания источника массы в каждой пристеночной ячейке S_m в уравнении (1) и источника энергии S_h в уравнении (3). Данный подход позволяет ввести раздельные шаги по времени для газодинамической и твердотельной задач.

1. Gupta R.N., Lee K-P., Thompson R.A., Yos J.M. Calculations and Curve Fits of Thermodynamic and Transport Properties for Equilibrium Air to 30 000 K // NASA Reference Publication 1260, October 1991.

2. Widhopf G. Turbulent heat transfer measurements on a blunt cone at angle of attack // 9th Aerospace Sciences Meeting, Aerospace Sciences Meetings. <http://dx.doi.org/10.2514/6.1971-38>.

3. Seror S., Zeitoun D.E., Brazier J.-P., Schall E. Asymptotic defect boundary layer theory applied to thermochemical non-equilibrium hypersonic flows // Journal of Fluid Mechanics, 339, 1997. pp. 213–238. doi: 10.1017/S0022112097005247

4. Hassan, B., Kuntz, D. W., Salguero, D. E., and Potter, D. L., A Coupled Fluid/Thermal/Flight Dynamics Approach for Predicting Hypersonic Vehicle Performance, 35th Thermophysics Conference, Anaheim, California, June 11-14 2001, AIAA paper 2001-2903.

5. Суржиков С.Т. Расчетное исследование аэротермодинамики гиперзвукового обтекания затупленных тел на примере анализа экспериментальных данных. – М.: ИПМех РАН, 2011. –192 с.