

Расчетное моделирование теплового состояния элементов воздухозаборного устройства прямооточного воздушно-реактивного двигателя

© А.В. Чаплыгин¹, Б.Б. Петрикевич¹, А.А. Тихонов²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

² ОАО «Корпорация «МИТ», Москва, 127273, Россия

Исследованы особенности расчета высокоскоростных течений. Осуществлена проверка корректности данных численного моделирования в программе FloEFD на примере решения тестовой газодинамической задачи. Проведено сравнение полученных результатов с данными, определенными на основе решения аппроксимационного уравнения. Дана оценка влияния каталитической активности поверхности на параметры теплообмена. Обоснован выбор упрощенной модели радиационного теплообмена. Осуществлено численное решение системы уравнений Навье — Стокса для задачи сверхзвукового обтекания воздухозаборного устройства прямооточного воздушно-реактивного двигателя. Получены основные параметры течения для характерных областей проточного тракта. Проведено сравнение данных численного моделирования системы косых скачков уплотнения с результатами оценочного расчета параметров скачков по соотношениям теории изоэнтропических течений. Получено распределение конвективного теплового потока по поверхности воздухозаборного устройства.

Ключевые слова: численное моделирование, прямооточный воздушно-реактивный двигатель, тепловой поток, скачок уплотнения, FloEFD.

В настоящее время в ряде зарубежных стран и в России активно ведутся работы по созданию высокоскоростного летательного аппарата с прямооточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД).

Существенные успехи в этой области достигнуты в США [1] при реализации программ Х-43 и Х-51А. В их рамках проведен большой объем стендовых и летных испытаний. Следует отметить, что испытаниям моделей и летных лабораторий-демонстраторов предшествовали многолетние расчетные исследования в крупнейших научных центрах (НИЦ им. Эймса, «Боинг»). Подобный подход позволил сократить объем экспериментальных работ, избежать затрат на создание заведомо неработоспособных изделий, получить большую базу аналитических данных, существенно упрощающих дальнейшие задачи проектирования и оптимизации конструкции ПВРД, что подчеркивает важность численного моделирования при разработке двигателей данного типа.

В представленной работе показан пример решения задачи по оценке теплового состояния воздухозаборного устройства перспективного ПВРД.

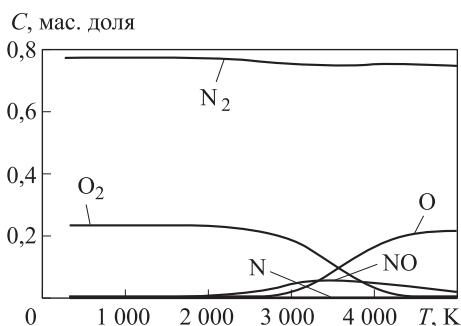


Рис. 1. Содержание компонентов воздуха в зависимости от температуры при $p = 0,1$ МПа

При полетах в атмосфере Земли с высокими скоростями становятся неприменимыми многие соотношения газовой динамики идеального газа. С ростом температуры воздуха вблизи обтекаемого тела начинаются процессы диссоциации (рис. 1). Увеличение температуры выше 7000 К приводит к ионизации компонентов воздуха. В результате существенно возрастает теплоемкость среды, а реальная температура вблизи обтекаемого

тела оказывается значительно ниже, чем дает оценка по соотношениям для идеального газа без учета физико-химических превращений, в силу возросшей энергоемкости процесса нагрева воздуха [2].

Входная часть ПВРД представляет собой двухскачковое плоское воздухозаборное устройство (рис. 2). Для предварительного анализа образующейся во входной части ПВРД системы скачков уплотнения использовали соотношения теории изэнтропических течений для случая обтекания клина сверхзвуковым потоком [3]:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2k}{k+1} M_{1n}^2 - \frac{k-1}{k+1};$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(k+1)M_{1n}^2}{2 + (k-1)M_{1n}^2};$$

$$\frac{w_2}{w_1} = \frac{\cos \theta_{ск}}{\cos(\theta_{ск} - \beta)};$$

$$M_{1n} = M_1 \sin \theta_{ск};$$

$$i_1 + \frac{w_1^2}{2} = i_2 + \frac{w_2^2}{2};$$

$$\operatorname{tg} \theta_{ск} = \operatorname{ctg} \beta \left[\frac{1}{2} \left(\frac{\rho_2}{\rho_1} - 1 \right) \pm \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{\rho_2}{\rho_1} - 1 \right)^2 - \operatorname{tg}^2 \beta \frac{\rho_2}{\rho_1}} \right],$$

где p — давление; k — показатель изэнтропии; M — число Маха; ρ — плотность; w — скорость потока; $\theta_{ск}$ — угол наклона скачка уплотнения; β — угол клина; i — энтальпия газа; индекс «1» соответствует параметрам до, а индекс «2» — за скачком уплотнения, индекс « n » обозначает нормальную проекцию.

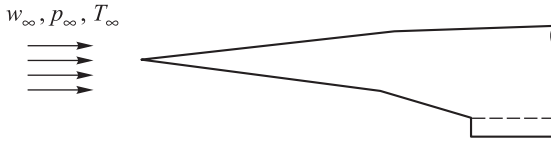


Рис. 2. Схема проточного тракта двухскачкового плоского воздухозаборного устройства

Следует отметить, что приведенные зависимости были получены для малых сверхзвуковых скоростей потока и их применение в расчете течения с числами Маха, реализуемыми при работе рассматриваемого ПВРД, является не вполне корректным. При больших скоростях потока необходимо учитывать влияние температуры на термодинамические параметры газа. Температура за скачком в диссоциированном воздухе снижается, а плотность возрастает, что влечет за собой уменьшение угла наклона скачка уплотнения.

Однако полученная без учета физико-химических превращений картина позволяет оптимизировать входную часть ПВРД таким образом, чтобы скачки проходили максимально близко от передней кромки камеры сгорания, что соответствует наилучшему с позиции минимизации потерь режиму работы двигательной установки.

Кроме того, результаты предварительной оценки параметров течения дают возможность проанализировать более точный компьютерный расчет на предмет возможных ошибок.

Основной газодинамический расчет и расчет конвективных тепловых потоков были проведены в программе FloEFD [4], в основе которой лежит численное решение системы уравнений Навье — Стокса.

Для подтверждения корректности результатов численного моделирования средствами FloEFD была выбрана задача определения теплового потока в передней критической точке тела со сферическим притуплением. Задача обтекания сферы сверхзвуковым потоком в настоящее время глубоко изучена, имеется большой выбор математических моделей, хорошо согласующихся с экспериментальными данными.

Рассмотрено обтекание сферического притупления радиусом $R_0 = 8$ мм в диапазоне $M = 3 \dots 15$.

Тепловой поток в передней критической точке тела рассчитывали по аппроксимационному уравнению [5]

$$q_w = 0,712 \left(1 + 0,08 \frac{I_w}{I_0} \right) Pr_w^{0,6} (\mu_0 \rho_0)^{1/3} (\mu_w \rho_w)^{1/6} \times \\ \times (I_0 - I_w) \left(\frac{2p_0}{\rho_0} \right)^{1/4} \sqrt{R_0}^{-1}, \quad (1)$$

где I_w — энтальпия газа при температуре стенки; I_0 — энтальпия торможения потока; Pr — число Прандтля; μ — динамическая вяз-

кость; индекс «0» соответствует параметрам при температуре торможения, а w — при температуре стенки.

Сравнение результатов расчета по формуле (1) с результатами численного моделирования в программе FloEFD приведено на рис. 3. Отмечается хорошее совпадение результатов во всем рассмотренном диапазоне скоростей набегающего потока.

При больших скоростях обтекания атомы, образующиеся в процессе диссоциации, диффундируют к холодной стенке, где претерпевают процесс рекомбинации с выделением теплоты. Уровень дополнительного теплового потока зависит от каталитических свойств стенки. Предельными являются следующие случаи: химически неактивная поверхность и абсолютно каталитическая поверхность. Тепловые потоки при обтекании реального материала лежат между значениями, полученными для этих случаев.

На рис. 4 приведен пример расчета уровня тепловых потоков для критической точки лобового притупления аппарата с различной каталитической активностью k_w поверхности. Для частично каталитической поверхности значение $k_w = 3$ м/с взято по данным работы [6] и соответствует покрытию углерод-углеродного теплозащитного материала на носке возвращаемого аппарата «Буран».

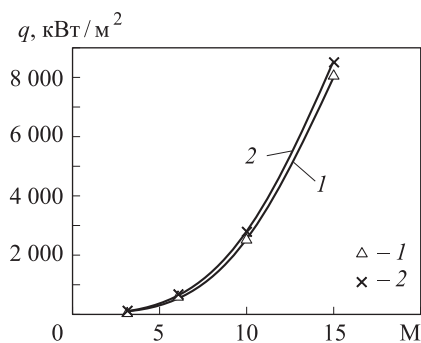


Рис. 3. Сравнение результатов расчета теплового потока в передней критической точке тела со сферическим притуплением $R_0 = 8$ мм:

1 — расчет по формуле (1); 2 — расчет с использованием программы FloEFD

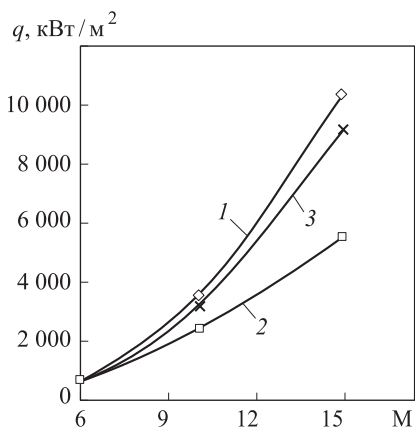


Рис. 4. Тепловой поток в передней критической точке с учетом химической активности поверхности:

1 — идеально каталитическая поверхность; 2 — химическая нейтральная поверхность; 3 — частично каталитическая поверхность ($k_w = 3$ м/с)

Расчет проводили по уравнению, основанному на модели Фэя — Риддела [7]:

$$q_w = 0,664 \left(\frac{du}{dx} \rho_0 \mu_0 \right)^{1/2} \text{Pr}_w^{-2/3} \left[1 + (\text{Le}^{2/3} \varphi - 1) C_{i,e} \frac{h_i^0}{I_0} \right] (I_0 - I_w), \quad (2)$$

где du/dx — градиент скорости на поверхности сферы; Le — число Льюиса; φ — коэффициент, определяемый соотношением

$$\varphi = \left[1 + \frac{0,47 \text{Sc}^{-2/3} \left(2 \frac{du}{dx} \mu_0 \rho_0 \right)^{1/2}}{\rho_w k_w} \right]^{-1}; \quad \text{Sc} — \text{критерий Шмидта, } \text{Sc} =$$

$= \text{Pr}/\text{Le}$; $C_{i,e}$ — массовая концентрация атомов i -го компонента смеси на внешней границе пограничного слоя; h_i^0 — удельная теплота рекомбинации атомов i -го компонента смеси.

Расчет наглядно показывает необходимость учета каталитических свойств материала при оценке уровня конвективных тепловых потоков для скоростей обтекания, при которых реализуется диссоциация и ионизация газа в пограничном слое.

Протекающие за ударной волной процессы диссоциации кислорода и азота приводят к интенсификации реакции образования оптически непрозрачного оксида азота NO, в результате чего воздух при высоких температурах становится источником радиационного теплового потока. Термодинамический расчет [8] показал, что максимальные концентрации NO достигаются в интервале температур от 3 000 до 5 000 К (рис. 5). Однако, согласно экспериментальным данным [9], излучательная способность зависит не только от температуры, но и от плотности воздуха. Расчеты показали, что в исследуемом диапазоне высот полета и скоростей аппарата эффективная излучательная способность воздуха мала вследствие разреженности среды, а значит, радиационной составляющей теплового потока от набегающего воздуха можно пренебречь.

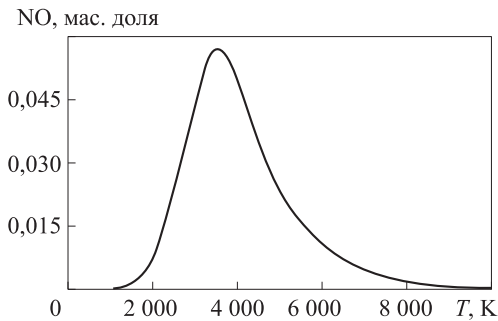


Рис. 5. Массовая доля оксида азота NO в воздухе при $p = 0,1$ МПа по данным термодинамического расчета

Радиационный теплообмен учитывали по упрощенной модели излучения для серого тела [10]:

$$q_{\text{рад}} = \varepsilon \sigma_B T_w^4,$$

где ε — степень черноты поверхности проточного тракта, $\varepsilon = 0,8$; σ_B — постоянная Стефана — Больцмана; T_w — температура стенки.

В результате численного моделирования течения в проточном тракте ПВРД были получены поля распределения основных параметров потока (рис. 6). Следует отметить, что вычисленные по аналитическим формулам для изоэнтропического течения углы наклона системы скачков уплотнения, образующейся во входной части воздухозаборного устройства, показали практически полное их совпадение с результатом численного моделирования.

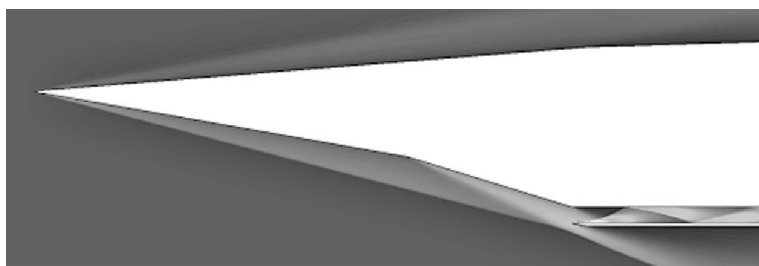


Рис 6. Система скачков уплотнения в воздухозаборном устройстве ПВРД

Полученная картина распределения скачков уплотнения, образующихся при входе в камеру сгорания сверхзвукового воздушного потока, может представлять интерес для дальнейшего проектирования системы впрыска горючего.

Определены тепловые нагрузки в проточном тракте ПВРД. На рис. 7 криволинейная координата x , отсчитываемая от лобовой точки, отнесена к суммарной длине L по образующей входной части проточного тракта воздухозаборного устройства.

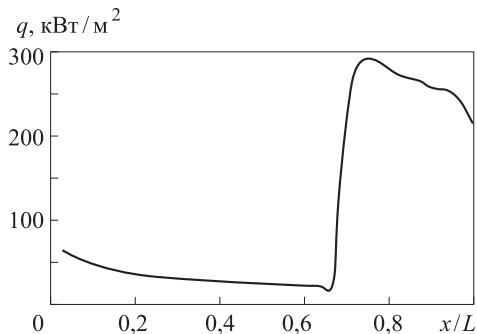


Рис. 7. Распределение конвективного устройства теплового потока по поверхности воздухозаборного устройства

Таким образом, была решена задача определения полей основных параметров набегающего воздушного потока в проточном тракте ПВРД и расчета конвективных и радиационных тепловых потоков для

модели с постоянной температурой стенки. Результаты численного моделирования хорошо согласуются со значениями, полученными на основе доступных в литературе данных, и могут быть использованы при определении температурных полей элементов конструкции входной части ПВРД путем решения задачи теплопроводности с заданными граничными условиями либо сопряженной задачи теплообмена.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Heppenheimer T.A. *Facing the heat barrier: a history of hypersonics*. NASA History Series, 2007, 336 p.
- [2] Лунев В.В. *Гиперзвуковая аэродинамика*. Москва, Машиностроение, 1975, 328 с.
- [3] Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Москаленко В.О., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И., Чернуха П.А. *Аэродинамика*. Калугин В.Т., ред. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010, 687 с.
- [4] Balakin V., Churbanov A., Gavriliouk V., Makarov N., Pavlov A. Verification and validation of EFD.Lab code for predicting heat and fluid flow. *Proceedings of International Symposium on Advances in Computational Heat Transfer*. Norway, 2004, 21 p.
- [5] Авдеевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Б.М., Данилов Ю.И., Калинин Э.К., Кошкин В.К., Кошмаров Ю.А., Михайлова М.М., Михайлова Т.В., Михеев Ю.С., Рыжов Ю.А., Солнцев В.П. *Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике*. Москва, Машиностроение, 1975, 624 с.
- [6] Тирский Г.А., Сахаров В.И., Ковалев В.Л., Власов В.И., Горшков А.Б., Ковалев Р.В., Боровой В.Я., Егоров И.В., Белошицкий А.В., Горский В.В., Брыкина И.Г., Афонина Н.Е., Громов В.Г., Кирютин Б.А., Лунев В.В., Скуратов А.С., Алексин В.А., Рогов Б.В., Дядькин А.А., Журин С.В. *Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2011, с. 367–412.
- [7] Никитин П.В. *Тепловая защита*. Москва, Изд-во МАИ, 2006, 512 с.
- [8] Трусов Б.Г. *Термодинамический метод анализа высокотемпературных состояний и процессов и его практическая реализация*. Дис. ...д-ра техн. наук. Москва, 1984, 292 с.
- [9] Краснов Н.Ф. *Аэродинамика*. Москва, Высш. шк., 1971, 632 с.
- [10] Крейт Ф., Блэк У. *Основы теплопередачи*. Москва, Мир, 1983, 512 с.

Статья поступила в редакцию 06.07.2013.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Чаплыгин А.В., Петрикевич Б.Б., Тихонов А.А. Расчетное моделирование теплового состояния элементов воздухозаборного устройства прямого воздушного реактивного двигателя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 7. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/863.html>

Чаплыгин Алексей Владимирович окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2011 г. Аспирант кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор четырех научных работ в области тепломассообмена.
e-mail: alexchapl@mail.ru

Петрикевич Борис Борисович окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1964 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 100 научных работ в области теплообмена и ракетно-космической техники. e-mail: departm1@sm.bmstu.ru

Тихонов Андрей Анатольевич окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1990 г. Канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник ОАО «Корпорация «МИТ». Автор 50 научных работ в области теплообмена. e-mail: a04.tikhonov@yandex.ru