

Особенности численного моделирования высокоскоростных летательных аппаратов

© М.М. Алексеева, Н.А. Брыков, И.А. Вихрова

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Россия

Рассмотрены особенности протекающих процессов при высоких скоростях на примере решения внешней и внутренней задач газодинамики высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА). На основе специфики этих процессов составлена математическая модель, которая позволяет исследовать аэродинамику обтекания тела высокоскоростным потоком в плотных слоях атмосферы и процессы, протекающие в камере сгорания. Создание новых ВЛА представляет большой интерес, так как разработка таких аппаратов связана с необходимостью проведения экспериментов и летных испытаний. Организация реальных физических экспериментов в области высоких скоростей сопряжена со значительными трудностями, которые могут быть решены с помощью метода численного моделирования, что позволяет существенно упростить процесс создания новых изделий. При разработке ВЛА необходимо учитывать специфические аэродинамические и теплофизические особенности процессов, протекающих на поверхности летательного аппарата и в ударном слое.

Ключевые слова: летательные аппараты, высокоскоростной полет, вычислительная газодинамика, многокомпонентный газ, камера сгорания

Введение. В настоящее время большой акцент делается на разработке высокоскоростных крылатых ракет, поскольку ведущие страны мира имеют необходимый технологический уровень для создания летательных аппаратов, развивающих высокую скорость [1]. В табл. 1 представлены основные характеристики наиболее известных высокоскоростных ракет. Указанные сведения заимствованы из сети Интернет, и авторы настоящей статьи рекомендуют интерпретировать их только как оценочные.

Таблица 1

Характеристики высокоскоростных крылатых ракет

Название ракеты	Страна	Стартовый вес, кг	Скорость крейсерская, М	Размеры, м
X-51 Waverider	США	Н.д.*	6–7	Длина 8
MBDA Meteor	Франция	190	Более 4	Длина 3,67 Диаметр 0,178
P-77	Россия	175	4	Длина 3,5 Диаметр 0,2
Циркон	Россия	Н.д	4–8	Длина 8–10
X-32	Россия	Н.д	3,5–4,6	Н.д
BrahMos-II	Россия / Индия	Н.д	До 7	Н.д

* Н.д — нет данных.

Создание перспективных высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) связано с необходимостью проведения экспериментов и летных испытаний. Реальные физические эксперименты в области высоких скоростей сопряжены с финансовыми, технологическими и техническими трудностями. Поэтому на первых этапах проектирования осуществляется численное моделирование аэротермодинамических и теплофизических процессов при полете ВЛА, что позволяет существенно упростить создание новых изделий.

Характеристики движения тел с высокими скоростями значительно осложнены тем, что при разработке ВЛА уже на ранних стадиях проектирования необходимо учитывать специфические аэродинамические и теплофизические особенности [2]. Высокие температуры поверхностей ВЛА связаны с тем, что в их ударно-сжатом и пограничном слоях при обтекании тела высокоскоростным потоком газ становится химически активным, происходят реакции диссоциации и рекомбинации. Получается, что теплообмен между потоком и поверхностью тела (сопряженная задача) интенсифицируется [3]. Большой градиент температур указывает на необходимость использования подходящего метода тепловой защиты. Летательные аппараты, развивающие высокую скорость, могут иметь маршевый участок траектории в условиях разреженной атмосферы (на больших высотах). По этой причине необходимо оценить возможность применения модели сплошности среды и системы уравнений Навье — Стокса.

Цель настоящей работы — определение особенностей процесса полета высокоскоростных летательных аппаратов и составление математической модели, учитывающей эти особенности. В работе решаются внешняя и внутренняя задачи газодинамики высокоскоростных летательных аппаратов, а полученные результаты верифицируются с уже имеющимися.

Особенности и методы решения задач внешней и внутренней газодинамики высокоскоростного летательного аппарата. В плотных слоях атмосферы определение параметров обтекания и теплообмена ВЛА может быть выполнено на основе численного моделирования с использованием системы уравнений Навье — Стокса и с учетом физико-химических реакций, протекающих в ударном слое и на поверхности летательного аппарата. Один из способов описания турбулентных течений основан на использовании уравнений RANS [3].

Осредненные уравнения Навье — Стокса для сжимаемого совершенного газа (знаки осреднения опущены) представлены в системе уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{u}) = 0; \\ \frac{\partial(\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla(\tau_m + \tau_t) + \rho \vec{g} + \vec{F}; \\ \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{u} H) = \nabla \left[k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + \vec{u}(\tau_m + \tau_t) \right] + S_h, \end{array} \right. \quad (1)$$

где \vec{u} — вектор скорости осредненного течения с компонентами u, v и w ; $\tau_m + \tau_t$ — молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений; $E = C_v T + 0,5(u^2 + v^2 + w^2)$ — полная энергия газа; $H = E + p / \rho = C_p T + 0,5(u^2 + v^2 + w^2)$ — полная энтальпия газа; T — температура; $C_v = (C_p - R)$ — удельная теплоемкость газа при постоянном объеме; C_p — удельная теплоемкость газа при постоянном давлении; R — газовая постоянная; $\rho \vec{g}$ — гравитационная сила; \vec{F} — внешние силы; $k_{eff} = k + k_t$ — эффективный коэффициент теплоотдачи; \vec{J}_j — диффузионный член; h_j — энтальпия образования компонента; S_h — источниковый член энергии (позволяет учесть процесс образования и поглощения тепловой энергии).

Система уравнений (1) является незамкнутой, поэтому необходимо использовать дополнительно модель турбулентности. Модель типа $k-\epsilon$ является высокорейнольдсовой, предложенной Spalding, Launder в 1972 г.:

$$\begin{aligned} \frac{\partial k}{\partial t} &= \nabla \left(\left(\mathbf{v} + \frac{\mathbf{v}_\tau}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k - \epsilon; \\ \frac{\partial \epsilon}{\partial t} &= \nabla \left(\left(\mathbf{v} + \frac{\mathbf{v}_\tau}{\sigma_\epsilon} \right) \nabla \epsilon \right) + C_1 \frac{\epsilon}{k} P_k - C_2 \frac{\epsilon^2}{k}; \\ P_k &= -\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = \nu_\tau S^2; \\ \nu_\tau &= C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}, \end{aligned}$$

где ϵ — удельная диссипация; k — кинетическая энергия турбулентности; P_k — генерационный член в уравнении для кинетической энергии; ν_τ — турбулентная вязкость. Константы найдены на основе

зависимости $C_2 = C_1 - k^2 / \sigma_\varepsilon \sqrt{C_\mu}$ и струйных течений: $\sigma_k = 1,0$, $\sigma_\varepsilon = 1,3$, $C_1 = 1,44$, $C_2 = 1,92$, $C_\mu = 0,09$.

В сжатом и пограничном слоях при обтекании тела высокоскоростным потоком газ становится химически активным, происходят реакции диссоциации и рекомбинации. Таким образом, теплообмен интенсифицируется между потоком и поверхностью тела. Также воздух перестает подчиняться законам термодинамики идеального газа и считается реальным химически активным, многокомпонентным газом, что приводит к необходимости решения уравнений Максвелла.

Таким образом, при моделировании необходимо рассматривать воздух как многокомпонентную смесь. Наиболее популярные в расчетных алгоритмах (в зависимости от температуры) следующие модели воздуха [4]:

- модель пяти компонент (O_2 , N_2 , NO , O , N), учитывающая реакцию диссоциации кислорода и азота и реакцию образования окиси азота;
- семикомпонентная модель (O_2 , N_2 , NO , O , N , NO^+ , e^-) учитывает возможность появления электронной компоненты в силу ионизации окиси азота;
- 11-компонентная модель (O_2 , N_2 , NO , O , N , NO^+ , O_2^+ , N_2^+ , O^+ , N^+ , e^-) учитывает возможность ионизации атомарных и молекулярных составляющих.

При этом по мере необходимости рассматриваются и более точные модели.

Теоретические положения теории термической диссоциации не дают достаточно точных данных для констант скоростей реакций, поэтому основным источником данных является эксперимент [5]. В общем случае для реакций с ударным партнером константа скорости будет зависеть от конкретного вида ударной частицы. Поэтому для каждой реакции ударной диссоциации необходимо представлять ее в виде совокупности реакций с каждым отдельным ударным партнером (это связано с тем, что эффективные сечения столкновений зависят от конкретного вида участвующих в столкновении частиц) [6–8].

Для приближенного описания кинетического процесса такого разделения не производят, под партнером понимают все присутствующие в смеси частицы и вводят обобщенный коэффициент скорости реакции. Сводка наиболее вероятных значений констант скоростей прямых реакций приведена в [4]. Скорости обратных реакций определяют из констант скоростей прямых реакций и константы равновесия соответствующей реакции, которая достаточно просто рассчитывается из общих термодинамических соображений для равновесного состояния [9].

Нестационарный перенос массы i -й компоненты смеси будет обусловлен конвективными и диффузионными процессами, а также наличием источников массы. Уравнение изменения концентрации i -й компоненты смеси записывается в следующем виде:

$$\frac{\partial(\rho_i C_i)}{\partial t} + \nabla(\rho_i \bar{u} C_i) = -\nabla \bar{g}_i + \omega_i + S_i, \quad (2)$$

где g_i — диффузионный поток i -й компоненты; S_i — скорость образования i -й компоненты за счет наличия дополнительных источников; ω_i — скорость образования i -й компоненты в химических реакциях, определяется по формуле

$$\omega_i = M_{wi} \sum_{r=1}^{N_R} R_{ir}. \quad (3)$$

Здесь M_{wi} — мольная масса i -й компоненты смеси; N_R — количество химических реакций; R_{ir} — мольная скорость образования/распада i -й компоненты в реакции r , вычисленная по уравнению химической кинетики скорости образования i -й компоненты в ходе неравновесной химической реакции:

$$R_{ir} = \Gamma(v''_{jr} - v'_{jr}) \left(k_{fr} \prod_{j=1}^N [X_{jr}]^{\eta'_{jr}} - k_{br} \prod_{j=1}^N [X_{jr}]^{v''_{jr}} \right), \quad (4)$$

где $\Gamma = \sum_j \gamma_{ir} X_j$ — коэффициент, учитывающий влияние третьих тел на скорость химических реакций; v''_{jr} — показатель степени для продукта j в реакции r ; v'_{jr} — стехиометрический коэффициент для реагента j в реакции r , k_{fr} и k_{br} — константы скорости прямой и обратной реакций соответственно; X_{jr} — мольная концентрация компонента j в реакции r ; η'_{jr} — показатель степени для реагента j в реакции r ; γ_{ir} — эффективность компонента j в реакции r как третьего тела.

Константы скорости прямой и обратной реакций вычисляются по закону Аррениуса [4]:

$$k_{f,b} = A_{f,b} T^{\beta_{f,b}} e^{-E_{f,b}/RT}.$$

При моделировании обтекания ВЛА становится существенным влияние лучистого теплообмена. Расчет лучистого теплообмена сводится к решению интегро-дифференциального уравнения переноса

излучения. В задачах лучистого теплообмена часто используется метод дискретных ординат. Данный метод удачно объединяется с алгоритмами, основанными на применении контрольных объемов:

$$\nabla(I(\vec{r}, \vec{s})\vec{s}) + (a + \sigma_s)I(\vec{r}, \vec{s}) = an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}')\Phi(\vec{s}, \vec{s}')d\Omega', \quad (5)$$

где \vec{r} — вектор положения; \vec{s} — направляющий вектор; \vec{s}' — вектор направления рассеивания; a — коэффициент поглощения; n — показатель преломления; σ_s — коэффициент рассеивания; σ — постоянная Стефана — Больцмана; I — интенсивность излучения, которая зависит от положения и направления; Φ — фазовая функция; Ω' — телесный угол.

Данная модель решает уравнение переноса излучения для конечного числа дискретных телесных углов, каждый из которых связан с направлением вектора, фиксированным в глобальной декартовой системе координат [10].

Результаты моделирования внешней газодинамики высокоскоростного летательного аппарата. Для численного моделирования процесса внешнего обтекания рассматривалось обтекание высокоскоростным потоком тел вращения со степенными контурами. Число Маха набегающего потока $M = 8,8$, температура $T = 300$ К, давление $p = 101\,325$ Па. Авторами настоящей статьи решалась задача в стационарной двумерной осесимметричной постановке.

Для решения данного типа задач применяли сеточные методы численного моделирования в строгой постановке; поверхность тел — непроницаемая. Для расчета использовали неструктурированную расчетную сетку с адаптацией размеров ячеек по градиенту температур, что позволило получить более точные поля течений.

Результат численного расчета для тела вращения с показателем степени $1/2$ приведен на рис. 1, а. Для апробации результатов полученные картины течения сравниваются с имеющимися экспериментальными данными [11] (рис. 1, б).

Полученные контуры совпадают с реальными теневыми фотографиями. Таким образом, составлена математическая модель, позволяющая исследовать процессы при обтекании тела высокоскоростным потоком в плотных слоях атмосферы. Она основывается на решении уравнений RANS с использованием высокорейнольдсовой модели турбулентности $k-\epsilon$ для химически активного газа. Влияние лучистого теплообмена определяется с помощью модели дискретных ординат.

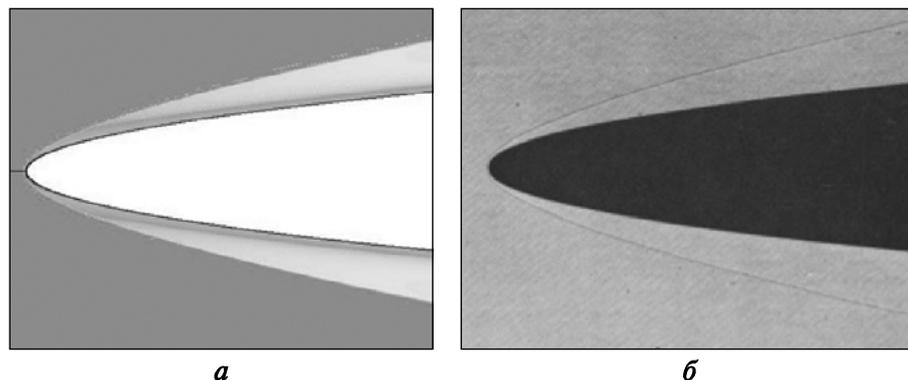


Рис. 1. Внешнее обтекание тела вращения степенного контура:
а — распределение чисел Маха; *б* — теневая фотография обтекания

Другой важной задачей при конструировании ВЛА является организация процесса сгорания топлива при высоких скоростях потока: время пребывания горючего в камере сгорания резко сокращается, что делает проблематичным эффективное смешение горючего с окислителем. Иногда требуется значительное увеличение длины камеры сгорания двигателя (изменение габаритов) для того, чтобы топливо успело среагировать, т. е. вступило в химическую реакцию. С целью протекания химической реакции в полном объеме и полного сгорания топлива в течение небольшого промежутка времени необходимо подготовить топливную смесь перед воспламенением.

Исследование процессов распыления горючего в воздушный поток, их смешения и дальнейшего горения принципиально важно, так как именно эти процессы будут в большей степени детерминировать характеристики двигательной установки.

Результаты моделирования внутренней газодинамики высокоскоростного летательного аппарата. Движение летательных аппаратов на высоких скоростях в плотных слоях атмосферы может обуславливать не только особенности аэродинамических процессов, но и особенности процессов внутренней газодинамики. В статье рассматривается задача смешения и горения топливовоздушной смеси (керосин — воздух) в камере сгорания воздушно-реактивного двигателя ВЛА. В основе моделирования так же, как и в аэродинамической задаче, лежат уравнения (1–5), дополненные моделью турбулентности.

Расчетная область представляет собой произвольную камеру сгорания (рис. 2).

Окислитель представлен в виде двухкомпонентного потока воздуха (состоящего из 77 % азота, 23 % кислорода) при температуре 350 К с массовым расходом 1,2 кг/с. Горючее (керосин $C_{12}H_{23}$)

впрыскивается в камеру через форсунки при температуре 450 К с массовым расходом 0,15 кг/с. Продукты сгорания выбрасываются через выходное отверстие.

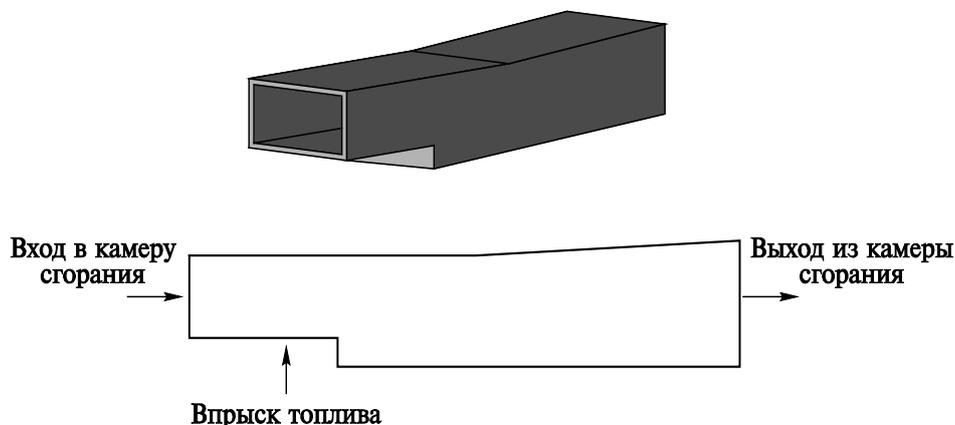


Рис. 2. Форма камеры сгорания

Моделирование горения керосина в воздухе произведено с применением следующих моделей:

- горения Non-Premixed;
- турбулентности
 - $k - \omega$ SST (Shear Stress Transport),
 - $k - \epsilon$ Standart,
 - $k - \epsilon$ Realizable,
 - $k - \epsilon$ RNG (Re-Normalisation Group).

Для сравнения на рис. 3 представлены результаты расчета температурного поля различных моделей турбулентности. По картине распределения температуры с использованием модели $k - \epsilon$ RNG видно, что горение происходит неравномерно. Также можно увидеть, что в случае применения модели $k - \epsilon$ Realizable интенсивность горения и температура на выходе меньше, чем при применении других моделей. С использованием модели $k - \omega$ SST происходит равномерное горение.

Графики распределения концентраций различных компонентов по линии, проходящей по середине камеры сгорания, показаны на рис. 4. В ходе реакции горения керосина в воздухе образуются продукты сгорания: красная линия — $C_{12}H_{23}$; синяя — CO_2 ; зеленая — H_2O ; розовая — N_2 ; фиолетовая — O_2 .

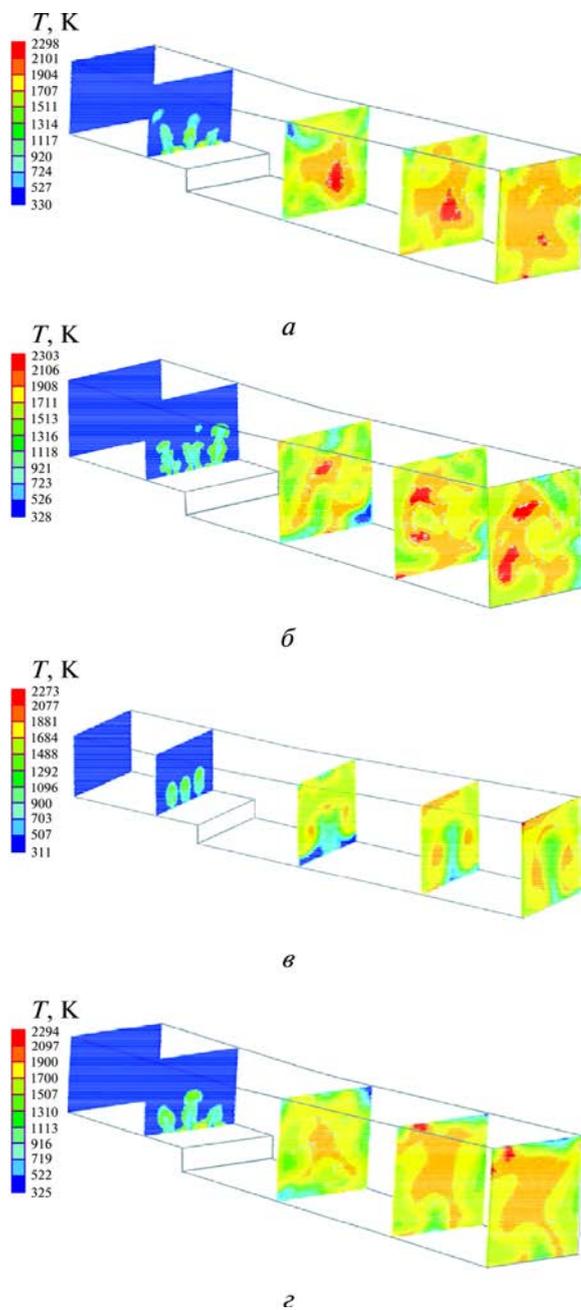


Рис. 3. Влияние моделей турбулентности на температурное поле:
a — модель $k - \epsilon$ Standart; *б* — модель $k - \epsilon$ RNG;
в — модель $k - \epsilon$ Realizable; *г* — модель $k - \epsilon$ SST

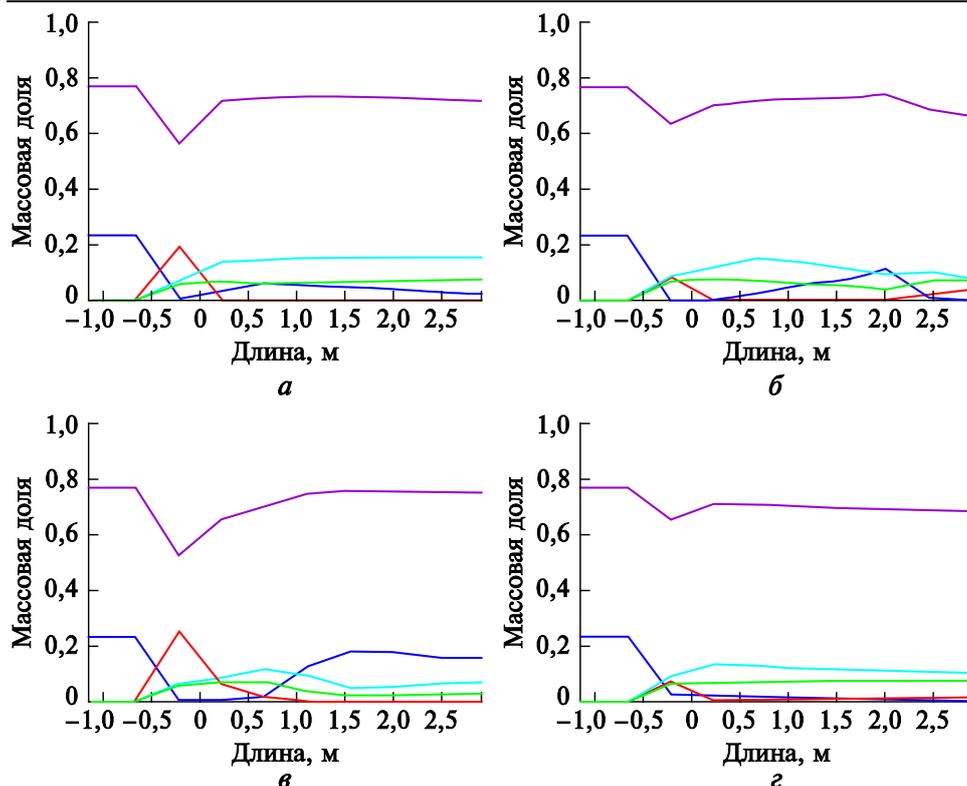


Рис. 4. Влияние моделей турбулентности на состав продуктов сгорания:
 а — модель $k - \varepsilon$ Standart; б — модель $k - \varepsilon$ RNG; в — модель $k - \varepsilon$ Realizable;
 з — модель $k - \varepsilon$ SST

Для решения данного круга задач применяется модель $k - \omega$ SST, так как она объединяет преимущества моделей турбулентности $k - \varepsilon$ и $k - \omega$ и дает хороший результат. Исследование, проведенное в настоящей статье, показывает, что наиболее отличные от остальных результаты дает модель $k - \varepsilon$ RNG. Следовательно, можно сделать вывод, что для решения задач горения и смешивания подойдут те модели, которые дают похожий на модель SST результат: $k - \varepsilon$ Standart и $k - \varepsilon$ Realizable.

Заключение. Авторами настоящей статьи составлена математическая модель, позволяющая исследовать аэродинамику обтекания тела высокоскоростным потоком в плотных слоях атмосферы, и процессы, протекающие в камере сгорания высокоскоростных летательных аппаратов. Модель основывается на решении уравнений RANS для многокомпонентного потока с использованием высокорейнольдсовой модели турбулентности и учитывает эффекты, связанные с химическими реакциями в потоке (ионизация, диссоциация, рекомбинация). Влияние лучистого теплообмена определяется с помощью модели дискретных ординат.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Reubush D.E., Nguyen L.T., Rausch V.L. Review of X-43A return to flight activities and current status. In: *12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf. (Norfolk, Virginia,)*, 2003. AIAA 2003-7085.
- [2] Ferlemann S.M., McClinton C.R., Rock K.E., Volland R.T. Hyper-X Mach 7 Scramjet Design, Ground Test and Flight Results. In: *AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, AIAA 2005-3322. <https://doi.org/10.2514/6.2005-3322>
- [3] Волков К.Н., Емельянов В.Н., Карпенко А.Г. Численное моделирование газодинамических и физико-химических процессов при обтекании тел гиперзвуковым потоком. *Вычислительные методы и программирование*, 2017, т. 18, вып. 4, с. 387–405.
- [4] Scanlon T.J., White C., Borg M., Palharini R.C., Farbar E., Boyd I., Reese J., Brown R. Open source DSMC chemistry modelling for hypersonic flows. *AIAA Journal*, 2014. <https://doi.org/10.2514/1.J053370>
- [5] Dubois J. Radiation calculation in non-equilibrium shock layer. In: *Proceedings of the International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry*, 2004, Part II (ESA SP-583), pp. 41–47.
- [6] Суржиков С.Т. Метод расчета сверхзвукового обтекания сферы на основе AUSM конечно-разностных схем. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2005, № 3, с. 7–33.
- [7] Sinha K., Vadivelan C. Effect of angle of attack on re-entry capsule after body flow field. In: *Proceedings of 46th American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, USA, 7–10 January, 2008, AIAA Paper 2008-1282.
- [8] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование поля течения при входе в атмосферу Земли спускаемого аппарата с аэродинамическим качеством. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2009, № 2, с. 3–25.
- [9] Борисов В.Е. Активное воздействие на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша № 137*, 2016, с. 3–12.
- [10] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Применение метода расщепления по физическим процессам для расчета гиперзвукового обтекания пространственной модели летательного аппарата сложной формы. *Теплофизика высоких температур*, 2013, т. 51, № 5, с. 1–15.
- [11] Ван-Дайк М. *Альбом течений жидкости и газа*. Москва, Мир, 1986, с. 170.

Статья поступила в редакцию 22.11.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Алексеева М.М., Брыков Н.А., Вихрова И.А. Особенности численного моделирования высокоскоростных летательных аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-1-1946>

М.М. Алексеева, Н.А. Брыков, И.А. Вихрова

*Статья подготовлена по материалам доклада, представленного
на Международной молодежной научно-технической конференции
«Аэрокосмические технологии», посвященной 105-летию со дня рождения
академика В.Н. Челомея (ММНТК АКТ-2019),
28 мая 2019 г., Реутов, Российская Федерация*

Алексеева Мария Михайловна — магистрант кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. e-mail: amara96@mail.ru

Брыков Никита Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова.
e-mail: brykovna@ya.ru

Вихрова Ирина Андреевна — магистрант кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. e-mail: ir-vikhr@yandex.ru

Features of high-speed aircraft numerical simulation

© M.M. Alekseeva, N.A. Brykov, I.A. Vikhrova

Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov,
St. Petersburg, 190005, Russia

Currently, the creation of new high-speed aircraft is of great interest. The development of such aircraft is associated with the need for experiments and flight tests. The organization of real physical experiments in the field of high speeds is fraught with significant difficulties that can be solved using the numerical simulation method, which makes it possible to significantly simplify the process of creating new products. When developing a high-speed aircraft, it is necessary to take into account the specific aerodynamic and thermophysical features of the processes occurring on the surface of the aircraft and in the shock layer. In this paper, the features of the processes at high speeds are considered on the example of solving the external and internal problems of the gas dynamics of an aircraft. Based on the specifics of these processes, we built a mathematical model that allows us to study the aerodynamics of a high-speed flow around a body in dense layers of the atmosphere and the processes that occur in the combustion chamber.

Keywords: aircraft, high-speed flight, computational gas dynamics, multicomponent gas, combustion chamber

REFERENCES

- [1] Reubush D.E., Nguyen L.T., Rausch V.L. Review of X-43A return to flight activities and current status. In: *12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf. (Norfolk, Virginia)*, 2003. AIAA 2003-7085.
- [2] Ferlemann S.M., McClinton C.R., Rock K.E., Voland R.T. Hyper X Mach 7 Scramjet Design, Ground Test and Flight Results. In: *AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, AIAA 2005-3322. <https://doi.org/10.2514/6.2005-3322>
- [3] Volkov K.N., Emelyanov V.N., Karpenko A.G. *Vychislitelnye metody i programirovanie — Numerical Methods and Programming*, 2017, vol. 18, no. 4, pp. 387–405.
- [4] Scanlon T.J., White C., Borg M.K., Palharini R.C., Farbar E., Boyd I.D., Reese J.M., Brown R.E. Open-Source Direct Simulation Monte Carlo chemistry modeling for hypersonic flows. *AIAA Journal*, 2014. <https://doi.org/10.2514/1.J053370>
- [5] Dubois J. Radiation calculation in non-equilibrium shock layer. In: *Proceedings of the International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry*, 2004, Part II (ESA SP-583), pp. 41–47.
- [6] Surzhikov S.T. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2005, no. 3, pp. 7–33.
- [7] Sinha K., Vadivelan C. Effect of angle of attack on re-entry capsule after body flow field. In: *Proceedings of 46th American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, USA, 7–10 January, 2008, AIAA Paper 2008-1282.

- [8] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2009, no. 2, pp. 3–25.
- [9] Borisov V.E. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha no. 137 — Keldysh Institute Preprints no. 137*. Moscow, 2016, pp. 3–12.
- [10] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. *TVT — High Temperature*, 2013, vol. 51, no. 5, pp. 1–15.
- [11] Van Dyke M. *An Album of Fluid Motion*. The Parabolic Press, 175 p. [In Russ.: Van Dyke M. *Albom techenii zhidkosti i gaza*. Moscow, Mir Publ., 1986].

Alekseeva M.M., Master’s Degree student, Department of Plasma and Gas Dynamics and Heat Engineering, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov. Research interests: fluid and gas mechanics, mathematical simulation, combustion, kinetics of processes in chemically reacting media.
e-mail: amara96@mail.ru

Brykov N.A., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Plasma and Gas Dynamics and Heat Engineering, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov. Research interests: fluid and gas mechanics, heat and mass transfer, mathematical simulation, combustion, kinetics of processes in chemically reacting media.
e-mail: brykovna@ya.ru

Vikhrova I.A., Master’s Degree student, Department of Plasma and Gas Dynamics and Heat Engineering, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov. Research interests: fluid and gas mechanics, mathematical simulation, combustion, kinetics of processes in chemically reacting media.
e-mail: ir-vikhr@yandex.ru