

Aerodynamics and Flight Dynamics Simulation of EXPERT Re-Entry Vehicle

G.S. Makeich^{1,2}, N.A. Kharchenko², I.A. Kryukov^{1,2}

¹Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS, Moscow, 119526, Russia

²JSC Tactical Missile Corporation, Korolev, Moscow region, 141080, Russia

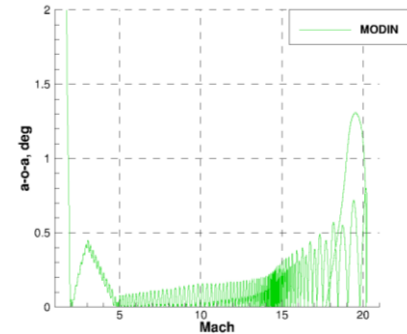
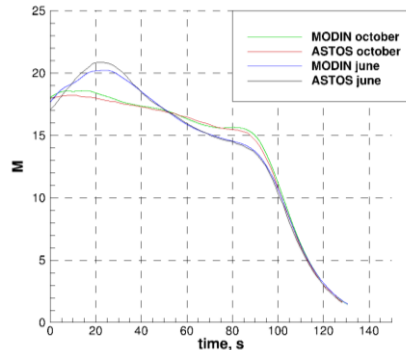
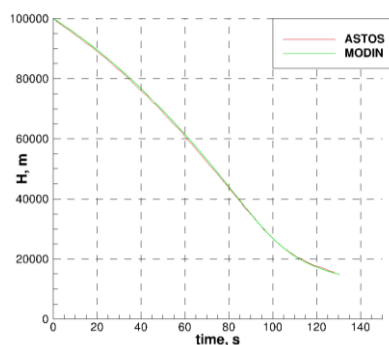
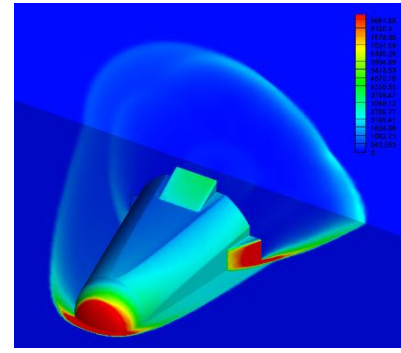
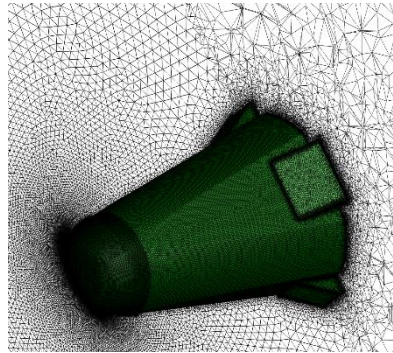
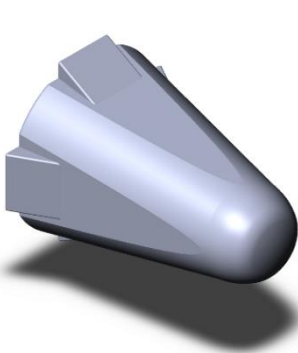
mac_george@mail.ru

Abstract

This paper presents some results of CFD calculations and flight dynamics modeling of the EXPERT re-entry vehicle. The main goal of this paper is the validation of developed software packages for aerodynamics and flight dynamics calculations. The CFD computations were performed using the CFD code ug3D developed in Institute for Problems in Mechanics for numerical simulations of high-speed flows. Initial data for 6d-o-f computations including aerodynamic and mass-inertial characteristics was formed based on free-access data and CFD calculations for a wide range of Mach numbers and angles of attack. Flight dynamics computations were performed using the high-speed aircraft flight dynamics solver MODIN considering Earth rotation and form. The results of a comparison of the obtained trajectory and flight parameters of the EXPERT vehicle with the European Space Agency results are presented.

Keywords: re-entry, aerothermodynamics, aerodynamic coefficients, flight dynamics, validation.

Object's surface, unstructured volume grid and pressure distribution of re-entry vehicle EXPERT.



Dependence of altitude (from the left), Mach number (in the middle) and Total angle of attack (from the right) on the time of flight for EXPERT vehicle

УДК 533.6.011.55

Расчет аэродинамики и динамики полета спускаемого летательного аппарата EXPERT

Г.С. Макеич^{1,2}, Н.А. Харченко², И.А. Крюков^{1,2}

¹ *Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д.101-1*

² *АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», Россия, Королев, 141080, ул. Ильича, 7*

mac_george@mail.ru

Аннотация

В данной статье представлены результаты расчета аэродинамических характеристик и траектории полета спускаемого летательного аппарата EXPERT (European Experimental Re-entry Testbed). Основной целью данной статьи является валидация разрабатываемых модулей расчета аэродинамики и динамики полета. Расчеты аэродинамики выполнялись с использованием программного комплекса ug3D для численного моделирования аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов произвольной конфигурации, разработанного в Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН. На основе данных из открытых источников и результатов расчетов аэродинамики был сформирован банк исходных данных, включающий в себя аэродинамические и массово-инерционные характеристики в широком диапазоне чисел Маха и углов атаки. Моделирование динамики объекта производилось при помощи программного модуля MODIN расчета динамики полета типовых высокоскоростных летательных аппаратов. Моделировалось пространственное движение объекта с учетом кривизны и вращения Земли. Представлены результаты сравнения полученной траектории движения объекта с траекториями, рассчитанными Европейским Космическим Агентством.

Ключевые слова: спускаемый летательный аппарат, аэротермодинамика, аэродинамические коэффициенты, динамика полета, валидация.

1. Введение

Данная статья посвящена демонстрации возможностей разрабатываемых программных средств для выполнения полного технологического цикла компьютерного моделирования сверхзвуковых спускаемых летательных аппаратов [1–3] – от создания трехмерной компьютерной геометрии до расчета траекторий движения объекта.

Основной задачей данной статьи является отработка совместных расчетов аэродинамики и динамики полета спускаемых летательных аппаратов в широком диапазоне скоростей полета, а также валидация разрабатываемых авторских компьютерных кодов расчета аэротермодинамики и динамики полета на основе экспериментальных данных, полученных в аэродинамических трубах, и данных, рассчитанных валидированными программными комплексами.

Данные, полученные в результате расчетов аэротермодинамики ЛА расчетным модулем ug3D сравнивались с экспериментальными данными, а также служили исходными данными для расчета динамики полета. Расчет динамики полета модулем MODIN [4–6] производился с использованием аэродинамических коэффициентов, полученных как экспериментальным, так и расчетным путем. Данный порядок проведения расчетов позволяет не только оценивать точность каждого модуля в области его применимости отдельно, но и позволяет

оценивать точность расчета движения «виртуального ЛА» (аэродинамика и динамика полета которого рассчитывается авторами численно) в сравнении с доступными расчетными данными реального объекта [7].

2. Описание объекта

В связи с необходимостью более точного понимания физико-химических процессов, происходящих при гиперзвуковом движении летательных аппаратов при входе в атмосферу и связанных с высокими скоростями и температурами поверхности объекта, Европейское космическое агентство в 2004 году начало разработку летающей лаборатории EXPERT [2]. Целью разработки EXPERT является получение необходимого для исследований гиперзвуковых явлений количества летных данных и отработка новых теплозащитных технологий. Одной из основных задач данного проекта является получение летных данных, связанных с аэротермодинамическими явлениями, такими как ламинарно-турбулентный переход, взаимодействие ударных волн с поверхностью аппарата и друг с другом, а также эффектами реального газа и определения химического состава плазмы. Также, полученные летные данные можно использовать для валидации программных комплексов расчета аэротермодинамики и динамики полета, а также найти корреляцию летных данных с наземными испытаниями.

Геометрия аппарата формировалась, исходя из ограничений по массе и объему третьей ступени ракеты-носителя (РН), а также для обеспечения ламинарного присоединенного потока на протяжении большей части полета. Общий вид ЛА представлен на рис. 1 [1]. Процесс сборки летного образца представлен на рис. 2.

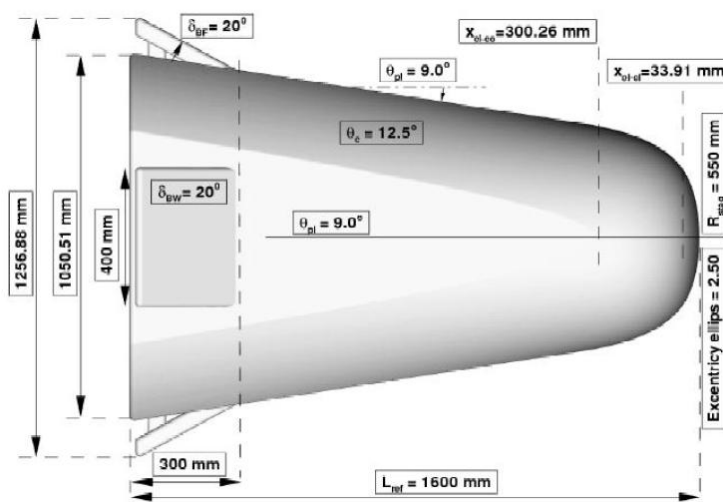


Рис. 1. Общий вид ЛА EXPERT

Запуск аппарата планировалось совершить при помощи российской РН Волна с подводной лодки в Тихом океане. При этом, летающая лаборатория, являющаяся по сути третьей ступенью РН, после осуществления гиперзвукового входа в атмосферу, должна осуществить мягкое приземление на полуострове Камчатка при помощи парашютной системы (рис. 3). Однако, договор с производителями РН Волна был расторгнут и в данный момент идут работы по поиску равноценной замены РН.

Характерные размеры, принятые для дальнейших расчетов аэродинамических коэффициентов равны $l_{\text{хар}} = 1.55 \text{ м}$ и $S_{\text{хар}} = 1.1877 \text{ м}^2$ соответственно. Расчетный центр масс для определения моментных характеристик находится на оси симметрии и располагается на расстоянии $x_{\text{ц.м.}} = 0.899 \text{ м}$ от носка. Массово-инерционные характеристики для расчета динамики пространственного движения представлены в табл. 1. Они не изменяются в процессе полета, так как EXPERT представляет собой объект постоянной массы, движущийся по инерции без тяги.

Таблица 1

Массово-инерционные характеристики ЛА EXPERT

Масса аппарата, m кг	436
Момент инерции относительно оси OX , I_x кг·м ²	50
Момент инерции относительно осей OY и OZ , I_y, I_z кг·м ²	120



Рис. 2. Сборка ЛА EXPERT [1]

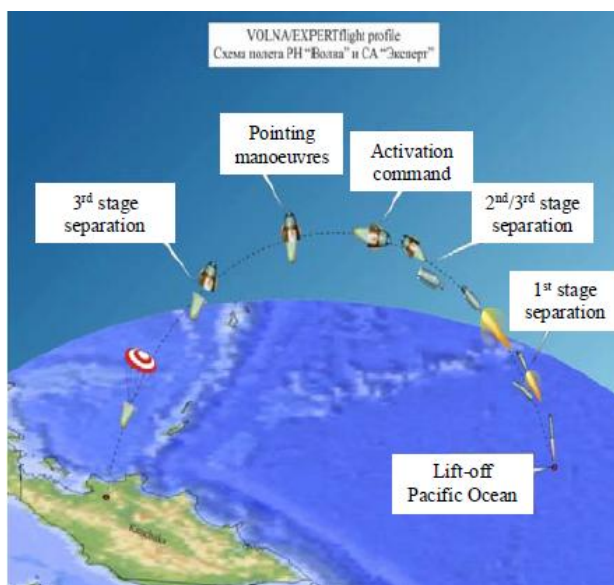


Рис. 3. Схема полета системы РН Волна – EXPERT

3. Построение компьютерной геометрии и расчетной сетки

Для численного моделирования аэротермодинамики объекта, на основе данных из открытых источников была сформирована компьютерная геометрия летательного аппарата (рис. 4–5).

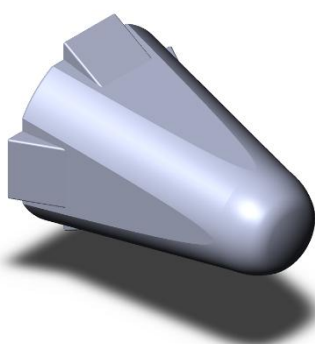


Рис. 4. Компьютерная геометрия ЛА EXPERT

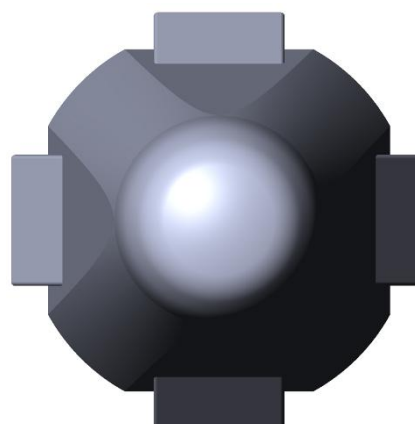


Рис. 5. Компьютерная геометрия в SolidWorks. Вид спереди

После этого, для построения поверхностной (рис. 6) и объемной расчетных сеток, полученная поверхность была экспортирована в сеточный генератор [8–10]. Расчетный модуль аэротермодинамики ug3D способен производить расчеты на неструктурированных расчет-

ных сетках с ячейками различных типов (тетраэдры, пирамиды, призмы и шестигранники), однако, в данном случае для расчетов была построена неструктурированная тетраэдральная объемная сетка размером 5.4 миллиона ячеек (рис. 7). Сетка имеет области сгущения в районе носка затупленного по сфере конуса (рис. 8) и кромок элеронов (рис. 9).



Рис. 6. Поверхностная расчетная сетка

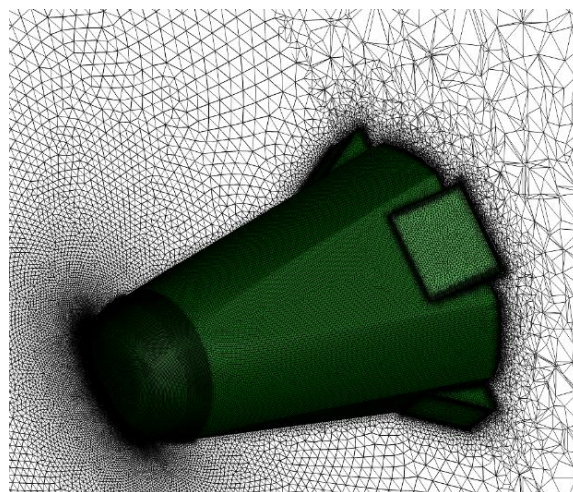


Рис. 7. Общий вид объемной сетки

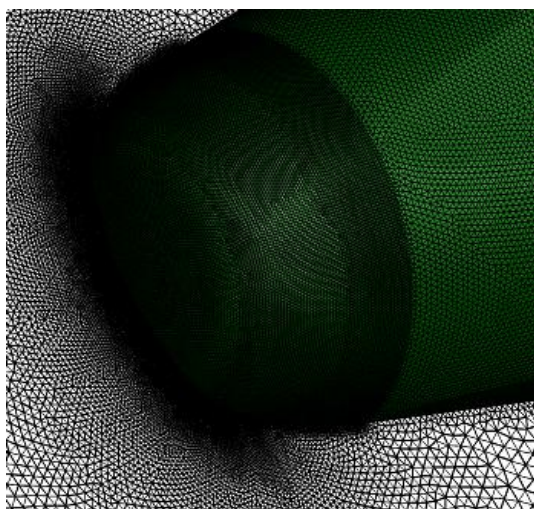


Рис. 8. Сгущение сетки в области носовой части аппарата

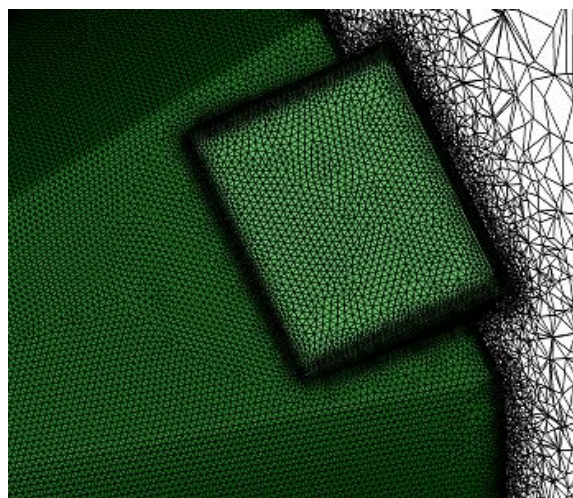


Рис. 9. Сгущение сетки в области элеронов

В невозмущенной области течения максимальный размер ячеек составлял 147 мм. Размер тетраэдров вблизи носка аппарата, элеронов и ударной волны равнялся 10 мм. Качество созданных сеточных моделей оценивалось по ряду общепринятых критериев [11–13]. В частности, коэффициент формы для любой треугольной ячейки поверхностной сетки и тетраэдрального элемента объемной сетки не превышает 2.6 и 4 соответственно. Коэффициент асимметрии, характеризующий угловую скошенность, для треугольных элементов меньше 0.74, для тетраэдральных – меньше 0.83. Построенные сеточные модели полностью удовлетворяют требованиям, необходимым для эффективной работы кода расчета аэротермодинамики ug3D.

4. Расчет аэродинамики объекта

Расчет аэротермодинамики ЛА EXPERT производился при помощи программного комплекса ug3D для численного моделирования аэротермодинамики высокоскоростных лета-

тельных аппаратов сложной формы. Программный комплекс ug3D разработан в Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН.

4.1. Модель течения вязкого сжимаемого газа

Программный комплекс ug3D предназначен для расчета высокоскоростных пространственных течений совершенного газа на неструктурированных расчетных сетках. Возможно использование гибридных расчетных сеток, которые состоят из тетраэдров, пирамид, призм и шестигранников. Модули чтения расчетных сеток программного комплекса позволяют использовать для расчета сетки, созданные в ряде известных генераторов сеток: Gambit, GMSH, Pointwise и др. В основу программного комплекса ug3D положен численный метод [14, 21], который может рассматриваться как вариант метода Годунова. Для второго порядка точности используется кусочно-линейное восстановление параметров внутри ячеек [15]. Градиенты, необходимые для линейного восстановления, могут быть вычислены либо при помощи теоремы Грина – Гаусса, либо при помощи метода наименьших квадратов.

Известно, что восстановления второго или более высокого порядка требуют использования ограничителей для подавления ложных осцилляций решения в областях больших градиентов. В рассматриваемом программном комплексе реализованы ограничители [15, 17, 18].

Невязкие потоки могут быть рассчитаны при помощи различных вариантов точного или приближенного решения задачи Римана. В программном комплексе ug3D реализовано большинство популярных решателей задачи Римана. Большинство представленных результатов получено с использованием AUSM [16]. Градиенты скорости и температуры на гранях ячеек, необходимые для расчета вязких потоков, вычисляются по формулам [19], что позволяет уменьшить ошибки рассогласования метода. Для дискретизации по времени используются явные методы Рунге – Кутты второго или третьего порядка точности [20]. Шаг по времени вычисляется с учетом невязкого и вязкого ограничений на размер шага.

Задача определения положения ламинарно-турбулентного перехода в рамках данной статьи не рассматривается, соответственно, течение принимается ламинарным.

4.2. Исходные данные для расчетов аэротермодинамики

Помимо объемной расчетной сетки, для осуществления расчетов аэротермодинамики ЛА, необходимо определить параметры набегающего потока. База данных аэродинамических коэффициентов включает в себя большое количество экспериментальных (из аэродинамических труб) и расчетных данных. Расчеты аэротермодинамики было решено проводить при числе Маха $M=15$, высоте $H=50$ км и с углами атаки $\alpha=0^\circ, 6^\circ, 10^\circ, 15^\circ$. Соответствующие параметры набегающего потока представлены в табл. 2.

Таблица 2

Начальные параметры расчетов

Число Маха, M_∞	15
Угол атаки, α°	0, 6, 10, 15
Давление, P Па	798
Температура, T К	270
Скорость звука, a м/с	330
Плотность воздуха, ρ кг/м ³	0.00102

4.3. Результаты расчетов аэротермодинамики

В качестве иллюстрации результатов расчетов на рис. 10, 11 показано распределение плотности на поверхности и в окрестности аппарата, летящего на высоте 50 км со скоростью $V_\infty = 5000$ м/с под углами атаки 0° и 10° .

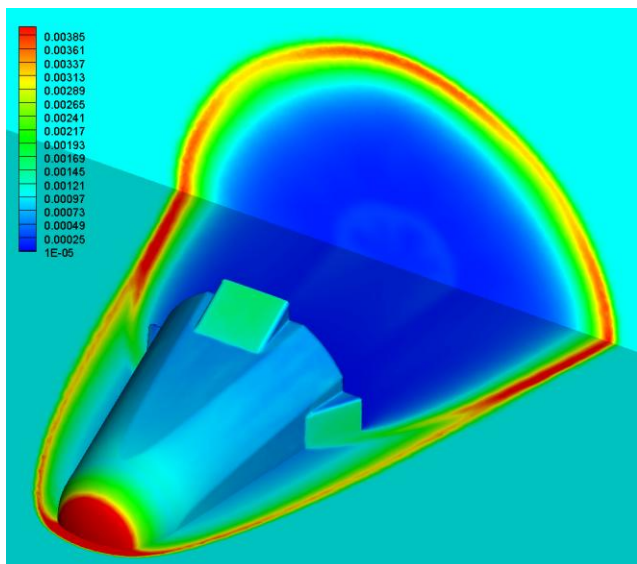


Рис. 10. Распределение плотности.
 $M_\infty = 15, \alpha = 0^\circ$

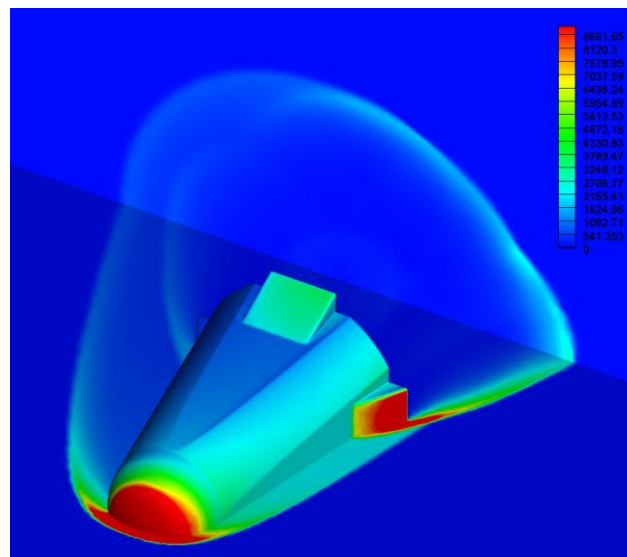


Рис. 11. Распределение плотности.
 $M_\infty = 15, \alpha = 10^\circ$

На рис. 12–13 приведено сравнение экспериментальных [3] и полученных расчетных данных по интегральным аэродинамическим коэффициентам в скоростной системе координат. Значения аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы в скоростной и связанной системе координат определяются соотношениями (1):

$$\begin{aligned} c_{xa} &= c_x \cdot \cos \alpha + c_y \cdot \sin \alpha, \\ c_{ya} &= c_y \cdot \cos \alpha - c_x \cdot \sin \alpha \end{aligned} \quad (1)$$

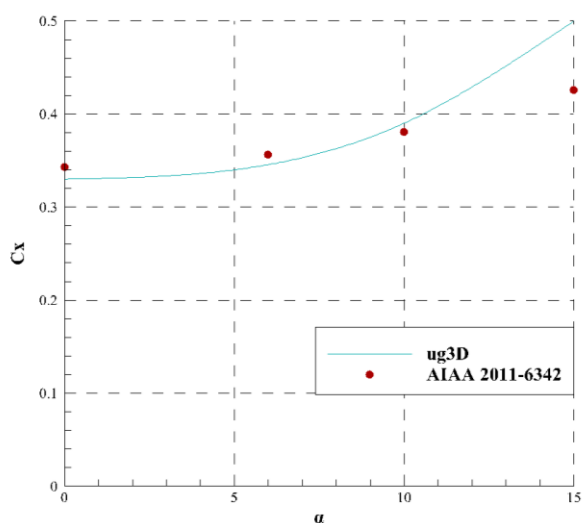


Рис. 12. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки

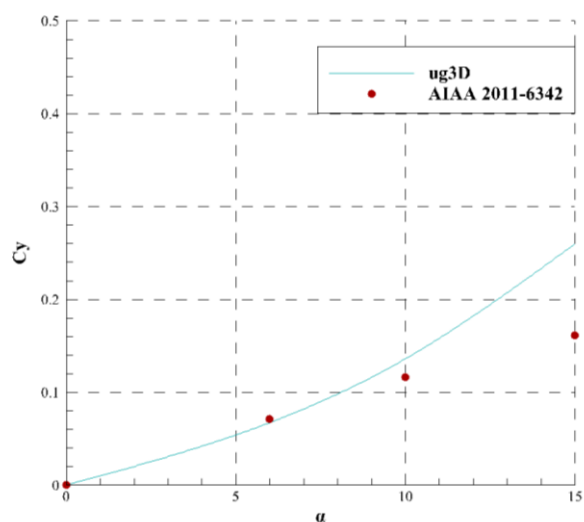


Рис. 13. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

Текущая высота центра масс летательного аппарата определяется из разницы радиус-вектора положения центра масс аппарата относительно центра Земли и расстояния от центра Земли до поверхности на данной широте (2)

$$H = r - r_3 \left(1 - e_3^2 \sin^2 \varphi_{\text{ц}}\right), \quad (2)$$

где $e_3^2 = 0.0033528$ – квадрат эксцентриситета эллипсоида, а $\varphi_{\text{ц}}$ – геоцентрическая широта.

Безразмерное гравитационное ускорение в расчетах с применением эллипсоида Краковского разложим в ряд Тейлора до второго члена

$$\bar{g} = \frac{a_2}{\bar{r}^2} \left[1 + \left(\frac{a_1}{\bar{r}^2} \right) (1 - 3 \sin^2 \varphi_{\text{ц}}) \right], \quad (3)$$

где $\bar{r} = r/r_0$ – относительный радиус-вектор центра масс объекта; $r_0 = 6371250$ м – средний радиус Земли; $g_0 = 9.80665$ м/с² – ускорение свободного падения на поверхности Земли; $a_1 = 0.001623$, $a_2 = 1.001357$ – безразмерные коэффициенты.

Из-за моделируемой эллипсоидной поверхности Земли, вектор гравитационного ускорения \bar{g} отклонен относительно радиус-вектора \bar{r} на угол ε .

$$\varepsilon = \arcsin \left[\left(\frac{a_1}{\bar{r}^2} \right) \sin 2\varphi_{\text{ц}} \right] \quad (4)$$

В любой неинерциальной системе координат, связанной с вращающейся Землей, на объект действует центробежная сила, направленная по нормали к оси вращения Земли $\vec{F}_{\text{ЦТ}} = m a_{\text{ЦТ}}$. Центробежное ускорение $a_{\text{ЦТ}} = g_0 \bar{a}_0 \bar{r} \cos \varphi_{\text{ц}}$, где $\bar{a}_0 = [(r_0 \Omega_3^2)/g_0] = 0.003455$ – безразмерное центробежное ускорение, а $\Omega_3 = 7.2921 \times 10^{-5}$ рад/с – угловая скорость суточного вращения Земли.

Таким образом, динамические уравнения пространственного движения центра масс неуправляемого объекта без тяги в проекциях на траекторные оси с учетом несферичности, углового вращения Земли, а также силы Кориолиса принимают следующий вид (5):

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = g_0 \left[n_{\text{хк}} - \bar{g} (\cos \varepsilon \cdot \sin \theta + \sin \varepsilon \cdot \cos \psi_c \cos \theta) + \right. \\ \quad \left. + \bar{a}_0 \bar{r} \cos \varphi_{\text{ц}} (\cos \varphi_{\text{ц}} \sin \theta - \sin \varphi_{\text{ц}} \cos \psi_c \cos \theta) \right]; \\ \dot{\theta} = \frac{g_0}{V} \left[n_{\text{ук}} \cos \gamma - \bar{g} \left(\cos \varepsilon - \frac{\bar{V}^2}{g \bar{r}} \right) \cos \theta + \bar{g} \sin \varepsilon \cdot \cos \psi_c \sin \theta + \right. \\ \quad \left. + \bar{a}_0 \bar{r} \cos \varphi_{\text{ц}} (\cos \varphi_{\text{ц}} \cos \theta + \sin \varphi_{\text{ц}} \cos \psi_c \sin \theta) \right] - 2\Omega_3 \cos \varphi_{\text{ц}} \sin \psi_c; \\ \dot{\psi}_c = -\frac{g_0}{V \cos \theta} \left[n_{\text{зк}} \sin \gamma + (\bar{g} \sin \varepsilon + \bar{a}_0 \bar{r} \cos \varphi_{\text{ц}} \sin \varphi_{\text{ц}}) \sin \psi_c \right] + \\ \quad + \frac{V}{R} \cos \theta \operatorname{tg} \varphi_{\text{ц}} \sin \psi_c - 2\Omega_3 (\sin \varphi_{\text{ц}} - \cos \varphi_{\text{ц}} \cos \psi_c \operatorname{tg} \theta) \end{array} \right. \quad (5)$$

В данной системе уравнений принимаются следующие обозначения: $n_{\text{хк}}, n_{\text{ук}}, n_{\text{зк}}$ – проекции перегрузок на оси скоростной системы координат; относительная скорость ЛА $\bar{V} = V/V_{\text{кр}0}$, где $V_{\text{кр}0} = \sqrt{g_0 r_0} = 7904.47$ м/с; V – земная скорость; θ – траекторный угол; ψ_c –

угол курса относительно меридиана; γ – угол Эйлера (крен); r – расстояние от центра масс ЛА до центра Земли; $\varphi_{ц}, \lambda_{ц}$ – геоцентрическая широта и долгота.

Эти уравнения дополняются кинематическими уравнениями движения центра масс в Земной геоцентрической сферической системе координат (6) [22]

$$\begin{cases} \dot{r} = V \cdot \sin \theta; \\ \dot{\varphi}_{ц} = \frac{V \cos \theta \cos \psi_c}{r}; \\ \dot{\lambda}_{ц} = -\frac{V \cos \theta \sin \psi_c}{r \cos \varphi_{ц}} \end{cases} \quad (6)$$

Динамические уравнения движения относительно центра масс в проекциях на связанные оси (7) [23]

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{M_{x\Sigma} - (I_z - I_y) \omega_y \omega_z}{I_x}; \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_{y\Sigma} - (I_x - I_z) \omega_x \omega_z}{I_y}; \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_{z\Sigma} - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y}{I_z} \end{cases} \quad (7)$$

В данной системе уравнений $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости крена, рыскания и тангажа; $M_{x\Sigma}, M_{y\Sigma}, M_{z\Sigma}$ – проекции суммарного момента всех сил, действующих на объект; I_x, I_y, I_z – осевой и поперечные моменты инерции объекта.

Кинематические уравнения вращательного движения объекта в проекциях на связанные оси представлены в виде производных углов Эйлера γ, ψ, ϑ (8) [23]:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x - \dot{\psi} \sin \vartheta; \\ \dot{\psi} = \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta}; \\ \dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \end{cases} \quad (8)$$

Таким образом, используя уравнения (5–8) можно сформировать уравнения движения, описывающие пространственное движение центра масс и вращательное движение относительно центра масс для неуправляемого объекта без тяги с учетом несферичности и вращения Земли.

Алгоритм учета ветровых возмущений (рис. 15) включает в себя несколько шагов, подробное математическое описание которых представлено ниже [24].

В результате интегрирования уравнений движения (5–8) становится известной земная скорость V и углы наклона траектории θ и пути ψ_c , определяющие положение вектора земной скорости относительно нормальной системы координат (рис. 16).

Зональные W_{xg} и меридиональные W_{yg} компоненты вектора скорости ветра также определяются в нормальной системе координат. Таким образом, можно определить вектор воздушной скорости (9) и его компоненты в нормальной СК (10).



Рис. 15. Алгоритм учета ветровых возмущений

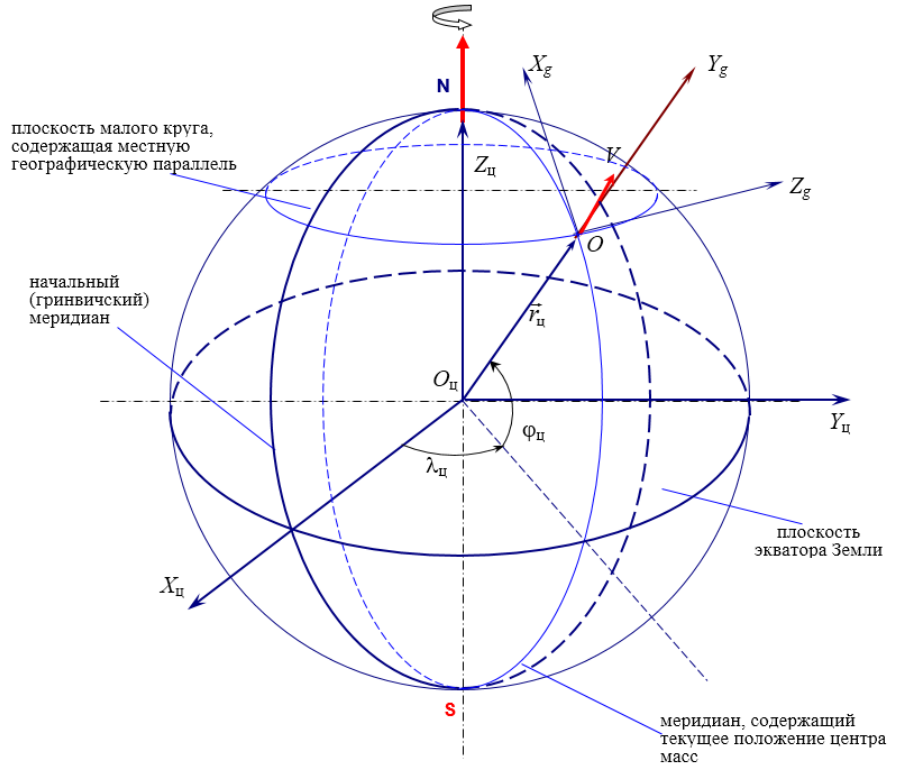


Рис. 16. Земная $O_{ц}X_{ц}Y_{ц}$ и нормальная $O_gX_gY_g$ системы координат

$$\vec{V}_a = \vec{V} - \vec{W}, \quad (9)$$

$$V_{axg} = V_{xg} - W_{xg} = V \cos \theta \cos \psi_c - W_{xg},$$

$$V_{ayg} = V_{yg} - W_{yg} = V \sin \theta - W_{yg},$$

$$V_{azg} = V_{zg} - W_{zg} = -V \cos \theta \sin \psi_c - W_{zg} \quad (10)$$

Модуль воздушной скорости

$$V_a = \sqrt{V_{axg}^2 + V_{ayg}^2 + V_{azg}^2} \quad (11)$$

Данная воздушная скорость наряду с углами атаки α , скольжения β и воздушно-скоростного угла крена γ_a , которые рассчитываются относительно вектора воздушной скорости (12), определяют аэродинамические коэффициенты, и, как следствие, аэродинамические силы и моменты, действующие на ЛА.

$$\sin \beta = \cos \theta_a [\sin \vartheta \sin \gamma \cos(\psi_a - \psi) - \cos \gamma \sin(\psi_a - \psi)] - \sin \theta_a \cos \vartheta \sin \gamma,$$

$$\sin \alpha = \frac{\cos \theta_a [\sin \vartheta \cos \gamma \cos(\psi_a - \psi) + \sin \gamma \sin(\psi_a - \psi)] - \sin \theta_a \cos \vartheta \cos \gamma}{\cos \beta},$$

$$\sin \gamma_a = \frac{\cos \alpha \sin \beta \sin \vartheta - \cos \vartheta (\sin \alpha \sin \beta \cos \gamma - \cos \beta \sin \gamma)}{\cos \theta_a} \quad (12)$$

Здесь θ_a – угол наклона вектора воздушной скорости к плоскости местного горизонта (13), а ψ_a – угол между проекцией вектора V_a на местную горизонтальную плоскость $O_gX_gY_g$ (путовой воздушной скоростью $V_{па}$) и осью O_gX_g , направленной на север (14).

$$\theta_a = \arcsin \frac{V_{ayg}}{V_a}, \quad (13)$$

$$\psi_a = \arcsin \frac{V_{azg}}{V_{па}} \quad (14)$$

Далее, силы и моменты (15), рассчитанные относительно воздушной скорости (11) и воздушно-скоростных углов атаки, скольжения и крена (12), поступают в уравнения перегрузок.

$$X_a = C_{xa} q S, \quad Y_a = C_{ya} q S, \quad Z_a = C_{za} q S, \quad (15)$$

где C_{xa}, C_{ya}, C_{za} – коэффициенты аэродинамических сил, зависящие от числа Маха $M = V_a/a$, угла атаки α и скольжения β , а q – скоростной напор $q = 0.5 \rho V_a^2$.

В уравнениях движения (5–8) используются значения перегрузок в траекторной системе координат, а силы и моменты получаются в воздушно-скоростной СК (15). Для того, чтобы привести силы к допустимому уравнениями (5–8) виду, необходимо выполнить ряд преобразований. Для начала определим силы, действующие на ЛА в связанных осях (16).

$$\begin{aligned} R_{Ax} &= -X_a \cos \beta \cos \alpha + Y_a \sin \alpha - Z_a \sin \beta \cos \alpha, \\ R_{Ay} &= X_a \cos \beta \sin \alpha + Y_a \cos \alpha + Z_a \sin \beta \sin \alpha, \\ R_{Az} &= -X_a \sin \beta + Z_a \cos \beta \end{aligned} \quad (16)$$

Таким образом, можно определить перегрузки, действующие на ЛА в связанных осях (17)

$$n_x = \frac{R_{Ax}}{mg_0}, \quad n_y = \frac{R_{Ay}}{mg_0}, \quad n_z = \frac{R_{Az}}{mg_0} \quad (17)$$

Затем, определим перегрузки в системе координат, определенной относительно земной скорости (18)

$$\begin{aligned} n_{xc} &= n_x \cos \beta_c \cos \alpha_c - n_y \cos \beta_c \sin \alpha_c + n_z \sin \beta_c, \\ n_{yc} &= n_x \sin \alpha_c + n_y \cos \alpha_c, \\ n_{zc} &= -n_x \sin \beta_c \cos \alpha_c + n_y \sin \beta_c \sin \alpha_c + n_z \cos \beta_c, \end{aligned} \quad (18)$$

где кинематические углы атаки скольжения и крена определяются аналогично скоростным (12), только относительно вектора земной скорости (19)

$$\begin{aligned} \sin \beta_c &= \cos \theta \left[\sin \vartheta \sin \gamma \cos (\psi_c - \psi) - \cos \gamma \sin (\psi_c - \psi) \right] - \sin \theta \cos \vartheta \sin \gamma, \\ \sin \alpha_c &= \frac{\cos \theta \left[\sin \vartheta \cos \gamma \cos (\psi_c - \psi) + \sin \gamma \sin (\psi_c - \psi) \right] - \sin \theta \cos \vartheta \cos \gamma}{\cos \beta}, \\ \sin \gamma_c &= \frac{\cos \alpha \sin \beta \sin \vartheta - \cos \vartheta (\sin \alpha \sin \beta \cos \gamma - \cos \beta \sin \gamma)}{\cos \theta} \end{aligned} \quad (19)$$

И, наконец, скоростные перегрузки определяемые относительно вектора земной скорости (18) можно преобразовать к проекциям перегрузки на оси траекторной СК (20), необходимым для решения системы уравнения движения ЛА с 6 степенями свободы (5–8).

$$n_{xк} = n_{xc}, \quad n_{yк} = n_{yc} \cos \gamma_c - n_{zc} \sin \gamma_c, \quad n_{zк} = n_{yc} \sin \gamma_c + n_{zc} \cos \gamma_c \quad (20)$$

5.2. Исходные данные для расчетов динамики полета

Исходя из выбранной модели движения можно сделать вывод, что для осуществления расчетов динамики пространственного движения симметричного неуправляемого летательного аппарата без тяги необходимо обладать исходными данными по аэродинамическим коэффициентам подъемной и боковой силы, силы сопротивления, момента крена, рыскания и тангажа, а также демпфирующих моментов крена, рыскания и тангажа; моментам инерции относительно осей OX , OY и OZ и координатам центра масс в продольной и поперечной плоскостях.

Массово-инерционные характеристики представлены в табл. 1. Экспериментальные аэродинамические характеристики в широком диапазоне чисел Маха и углов атаки представлены на рис. 17–19 [2].

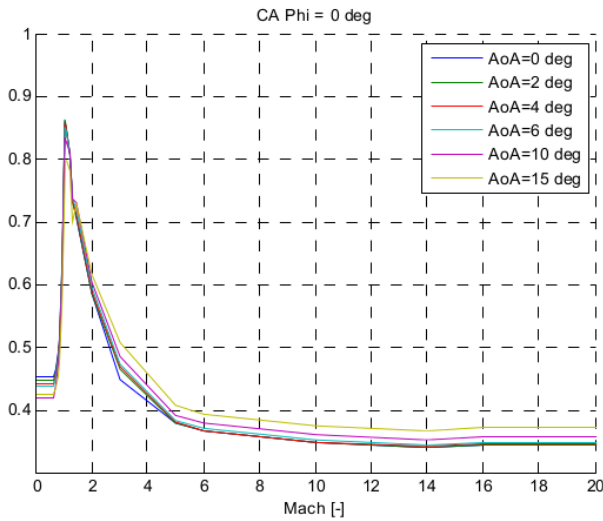


Рис. 17. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа M и угла атаки

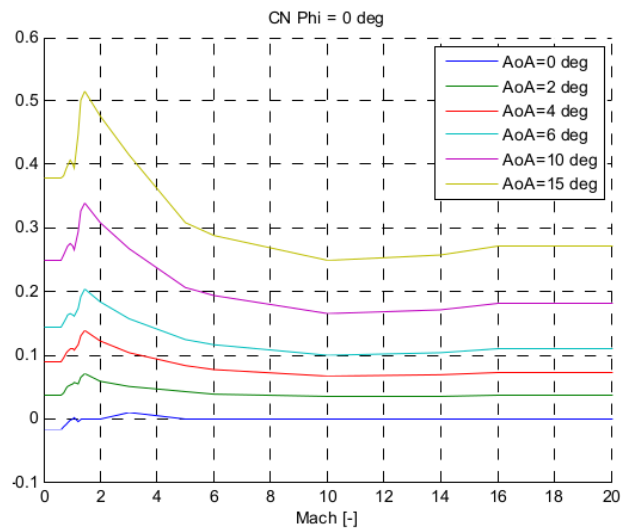


Рис. 18. Зависимость коэффициента подъемной силы от числа M и угла атаки

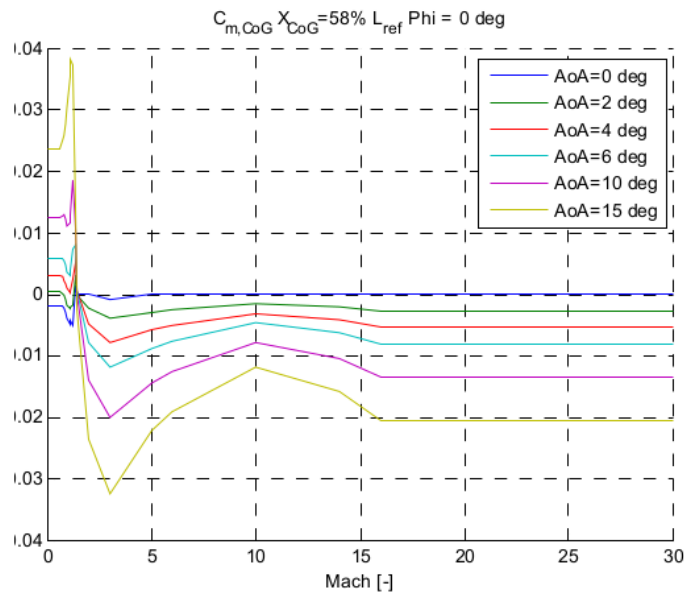


Рис. 19. Зависимость коэффициента момента тангажа от числа M и угла атаки

Параметры точки начала расчетов, представленные в табл. 3 позволяют полностью сформировать начальный вектор состояния системы уравнений (5–8) [2].

Таблица 3

Начальные параметры расчета

Геодезическая высота, м	100 000
Долгота начальной точки, °	162.26
Геодезическая широта начальной точки, °	52.60
Скорость, м/с	5 000
Угол наклона траектории, °	-5.5
Угол курса, °	355.95

В связи с тем, что рассчитываемый случай четко привязан к географическим координатам точки старта, а также наличием расчетных данных для сравнения для различных дат старта, необходимо учитывать изменения параметров атмосферы в зависимости от широты и времени года пуска. В расчетном модуле MODIN учет данных параметров происходит согласно справочной модели атмосферы, разработанной в 4 ЦНИИ МО РФ на основе многолетних международных наблюдений сезонных зональных и меридиональных изменений параметров атмосферы [25-26] относительно стандартной [27]. Для иллюстрации, на рис. 20–21 даны среднемесячные вариации параметров плотности и зонального ветра для различных месяцев пуска.

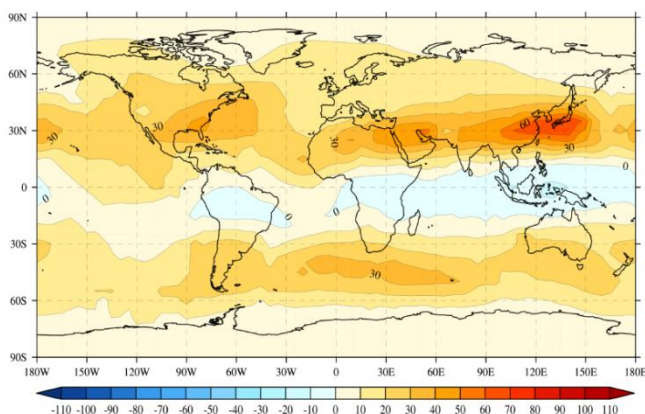
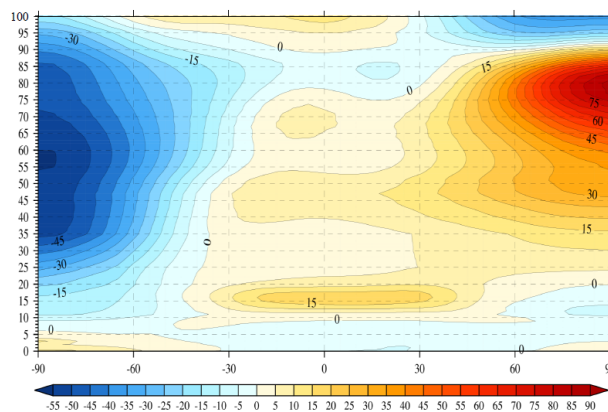
Рис. 20. Зависимости зонального ветра от широты и долготы ($H = 12$ км, январь)

Рис. 21. Зависимости средней относительной плотности от высоты и широты (июль)

5.3. Результаты расчетов динамики полета

В качестве результатов расчетов динамики полета неуправляемого спускаемого летательного аппарата приводятся сравнения полученных зависимостей высоты, числа Маха, продольной перегрузки от времени полета, следа траектории, а также абсолютного угла атаки от числа M полета с расчетами, верифицированным Европейским космическим агентством солвером ASTOS [28]. Оценивалось влияние исходных данных, а именно расчетных и экспериментальных значений аэродинамических характеристик в канале рыскания и тангажа на совпадение сравниваемых траекторий движения. Однако, в связи с тем, что в данной работе аэродинамические коэффициенты рассчитывались только при числе $M = 15$, которое летательный аппарат проходит достаточно быстро на малых углах атаки, где отличия расчетных и экспериментальных данных незначительно (рис. 12–13), влияние включения данной расчетной аэродинамики в банк исходных данных для расчета динамики полета не оказывает видимого эффекта на траекторию движения.

На рис. 22–27 представлено сравнение результатов выполненных расчетов с доступными численными данными [2, 7], полученными путем моделирования движения объекта с 6 степенями свободы солвером ASTOS. На рис. 23 показано влияние времени года на изменение числа M полета.

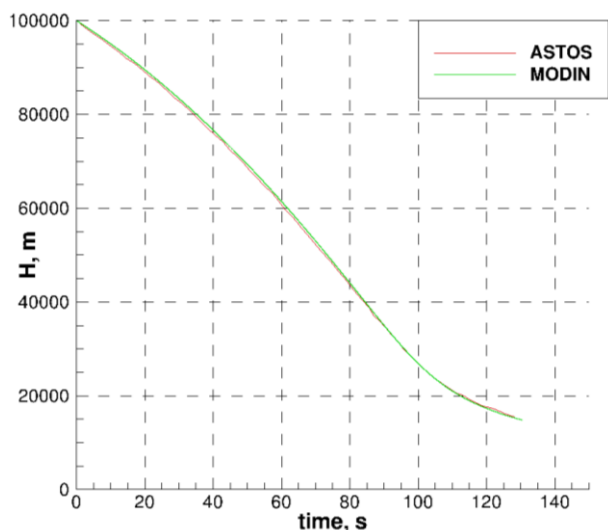


Рис. 22. Зависимость высоты от времени полета ГЛА EXPERT

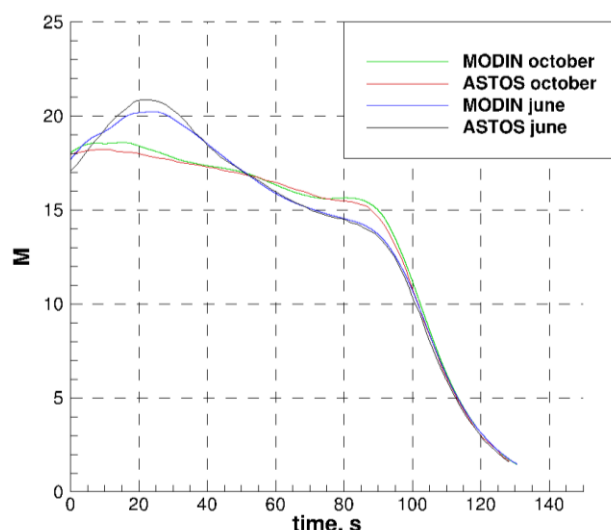


Рис. 23. Зависимость числа Маха от времени полета ГЛА EXPERT для различных месяцев пуска

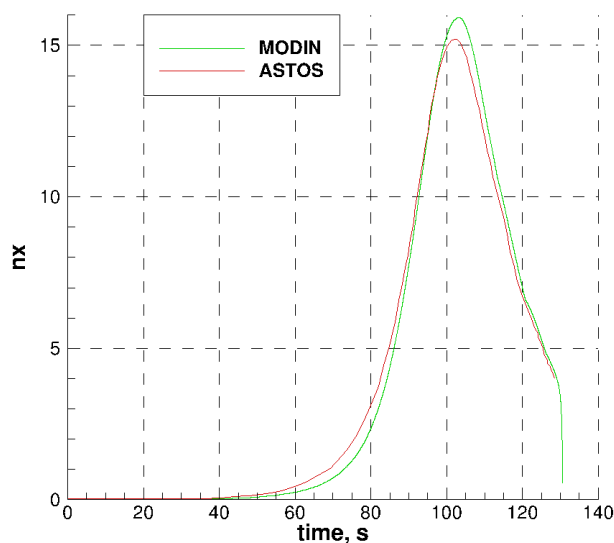


Рис. 24. Зависимость нормальной перегрузки от времени полета ГЛА EXPERT

На рис. 22–24 видны незначительные различия траекторий движения, которые объясняются различными принятыми моделями атмосферы. В целом наблюдается схожий характер изменения параметров по времени и тенденция влияния времени года на изменение числа Маха полета.

Сравнивались также температуры в точке торможения (рис. 25), которые в программном комплексе MODIN рассчитываются через значение конвективного теплового потока по формуле Фея–Риддела (21) в зависимости от радиуса затупления R геометрии аппарата в рассматриваемой точке [29].

$$q_w \approx \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\rho_\infty}{R}} V_\infty^3 \text{ Вт/м}^2 \quad (21)$$

Равновесная радиационная температура поверхности (22), воспринимающей конвективный тепловой поток q_w определяется следующим образом [30]:

$$T_{w,r} = \sqrt[4]{\frac{q_w}{\tau\sigma}}, \tag{22}$$

где σ – постоянная Стефана – Больцмана; τ – степень черноты поверхности.

Заметно, что рассчитанная в данной работе температура на 12.5 % выше полученной в сравниваемой работе, что может быть обусловлено использованием в источнике [7] формулы Детра – Кемп – Риддела для определения тепловых потоков.

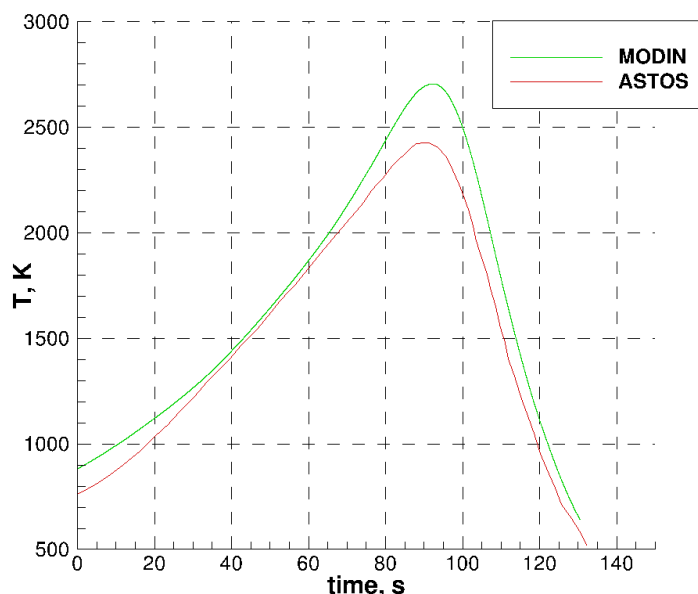


Рис. 25. Зависимость температуры в критической точке от времени полета ГЛА EXPERT

Абсолютный угол атаки (рис. 26), соответствует требованиям о непревышении порогового значения в 3° в диапазоне чисел Маха от 5 до 15 и имеет схожий характер со сравниваемой зависимостью. Отличия в следе траектории (рис. 27) едва заметны.

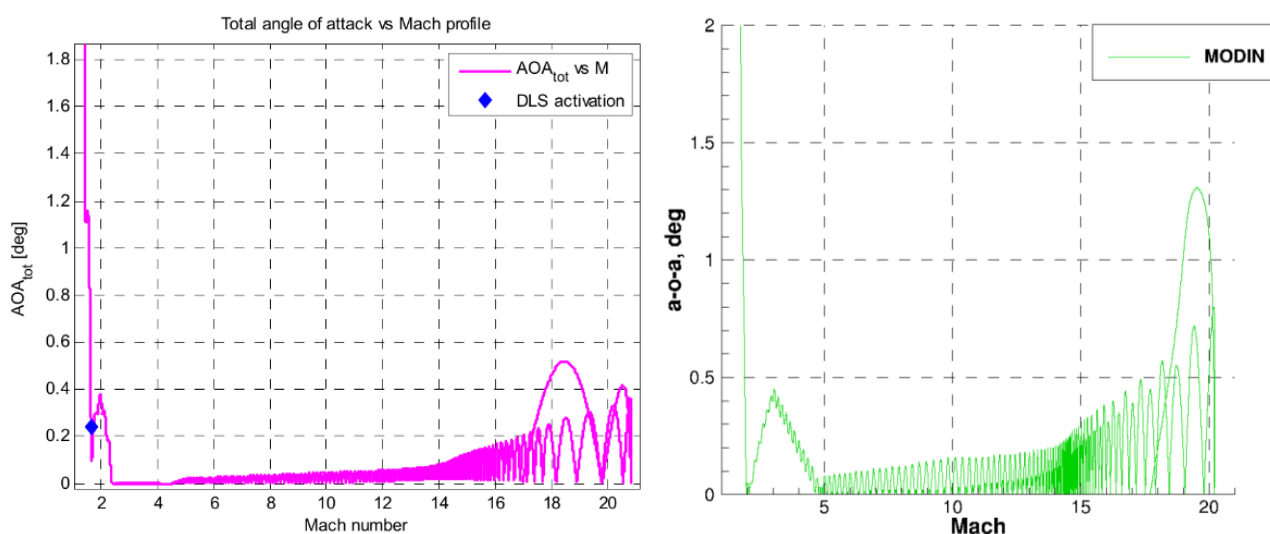


Рис. 26. Зависимость угла атаки от числа М полета ГЛА EXPERT

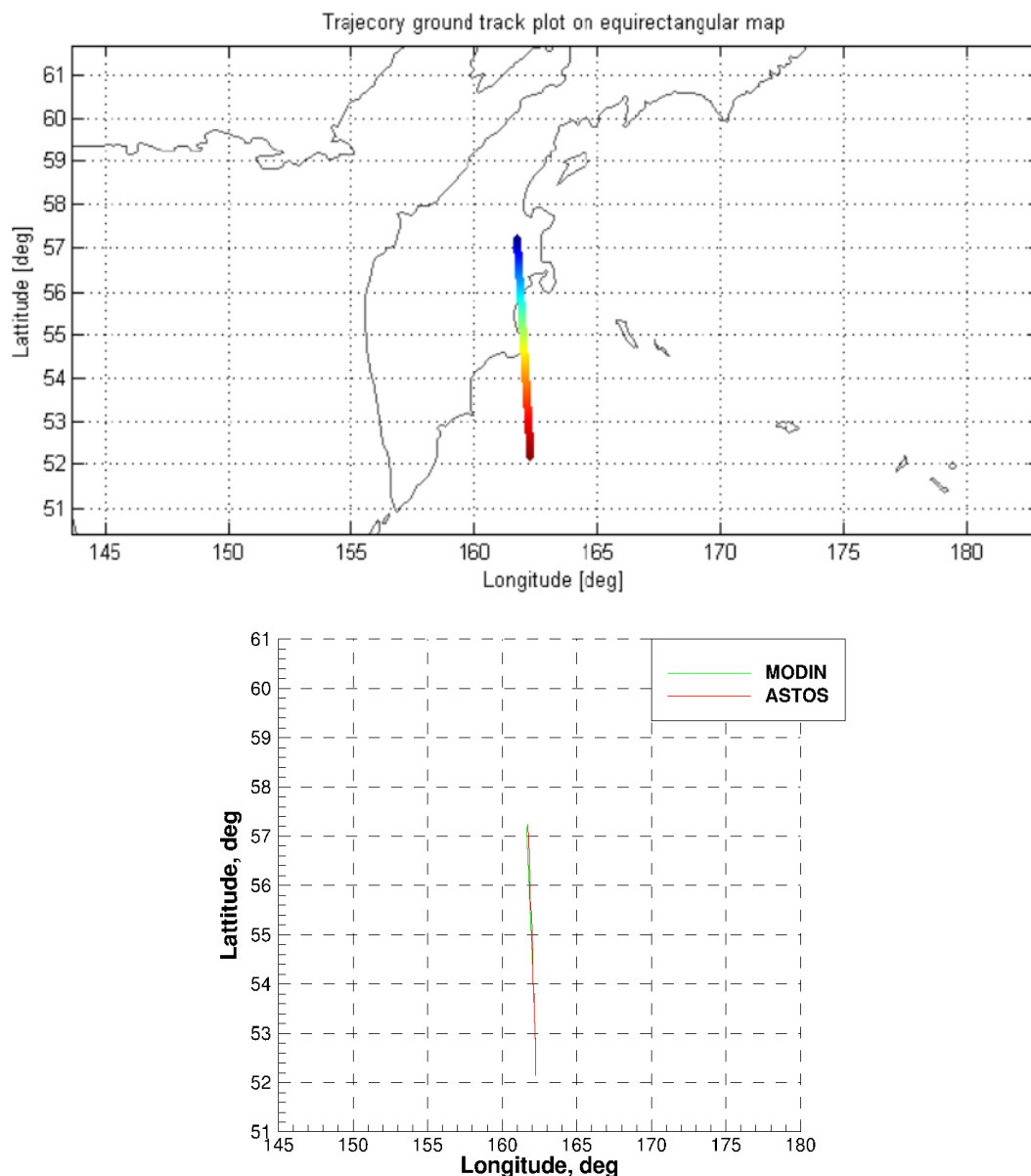


Рис. 27. След траектории ГЛА EXPERT на карте

6. Заключение

В данной работе продемонстрированы возможности разрабатываемых программных средств для выполнения полного технологического цикла компьютерного моделирования сверхзвуковых летательных аппаратов. Для этого создана трехмерная компьютерная геометрия неуправляемого спускаемого летательного аппарата EXPERT. Сформирована трехмерная объемная неструктурированная тетраэдральная расчетная сетка, на которой произведены расчеты аэротермодинамики для различных начальных условий. Сравнения с экспериментальными данными показали хорошее совпадение по коэффициентам лобового сопротивления и подъемной силы в диапазоне углов атаки от 0 до 10°.

Полученные аэродинамические характеристики, наряду с экспериментальными данными послужили исходными данными для расчета траекторий движения объекта. На основе расчета движения объекта с шестью степенями свободы можно сказать о незначительном влиянии погрешности численных расчетов аэродинамических коэффициентов на траекторию полета. Сами же расчетные траектории имеют малую погрешность относительно сравниваемой траектории.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что разрабатываемое программное обеспечение в виде модулей расчета аэротермодинамики ug3D и динамики полета MODIN позволяет успешно решать задачи компьютерного моделирования спускаемых летательных аппаратов от расчетов аэротермодинамики до расчета траекторий движения объекта, что подтверждается сравнениями с хорошо изученными и апробированными расчетными данными.

Работа выполнена по теме государственного задания (№ государственной регистрации АААА-А17-117021310372-6).

Литература

1. Muylaert J., Cipollini F. et al. Flight Experiments for Hypersonic Vehicle Development Expert. RTO-AVT-VKI lecture series RTO EN-AVT-116. 10-14 May 2004.
2. Barrio M. A., Sudars M., Aulasio R. et al. EXPERT – The ESA experimental Re-Entry Test-bed. Trajectory and mission design. AIAA Guidance, Navigation and control Conference. 08-11 August 2011. Portland, Oregon.
3. Schettino A., Votta R., Roncioni P. et al. Aerodynamic and Aerothermodynamic Database of Expert capsule. CIRA-CF-05-0929 Rev 3. 14 Feb 2008.
4. Макеич Г.С., Крюков И.А., Обносов Б.В. Предварительная версия программного модуля расчета динамики полета типовых ГЛИА // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. Т.17, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-3/articles/668/>
5. Макеич Г.С., Тюкаев М.Ю., Чибисов Я.Н. Проект «Молот» гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной экранной турбо-прямоточной силовой установкой // Труды МАИ. – 2012. – №. 51. – 20 с.
6. Макеич Г.С., Тюкаев М.Ю., Чибисов Я.Н. Анализ продольного траекторного движения многорежимного сверхзвукового беспилотного летательного аппарата при использовании аэродинамических схем «утка» и «бесхвостка» // Труды МАИ. – 2010. – №. 38. – С. 2.
7. Sudars M., Barrio A.M., and Wong H. EXPERT 6-DoF Entry Trajectory Analysis including flight under parachute simulations. 4th International Conference on Astrodynamic Tools and Techniques (ICATT). ESAC, Madrid. 3–6 May 2010.
8. Боровиков С.Н., Крюков И.А., Иванов И.Э. Построение нерегулярных треугольных сеток на криволинейных гранях на основе триангуляции Делоне // Математическое моделирование РАН, 2005, 17, 8, С. 31–45.
9. Боровиков С.Н., Иванов И.Э., Крюков И.А. Построение тетраэдризации Делоне с ограничениями для тел с криволинейными границами // Журнал Вычислительной математики и математической физики, 2005, 45, 8, С. 1407–1423.
10. Borovikov S.N., Kryukov I.A., Ivanov I.E. An Approach for Delaunay Tetrahedralization of Bodies with Curved Boundaries, Proceedings of the 14th International Meshing Roundtable, San Diego, USA, 2005, pp. 221–237.
11. Liseikin V.D. Grid Generation Methods. – Berlin: Springer, 1999.
12. Thompson J.F., Soni B. K., Weatherill N. P. Handbook of Grid Generation. CRC Press, 1998.
13. Железнякова А.Л. Моделирование аэротермодинамических характеристик виртуального прототипа перспективного сверхзвукового авиалайнера на крейсерском режиме полета // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2017. Т.18, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-1/articles/672/>
14. Боровиков С.Н., Иванов И.Э., Крюков И.А. Моделирование пространственных течений идеального газа // Математическое моделирование РАН, 2006, 18, 8, С. 37–48.
15. Barth T.J., Jespersen D.C. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes // AIAA Paper No. 1989-0366, Jun 1989.

16. Liou M.S., Steffen C.J.Jr. A New Flux Splitting Scheme // *J. Comput. Physics*, 1993, Vol. 107, pp. 23–39.
17. Venkatakrishnan V. Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters // *J. Comput. Physics*, 1995, Vol. 118, pp.120–130.
18. Michalak C., Ollivier-Gooch C. Accuracy preserving limiter for the high-order accurate solution of the Euler equations // *J. Comput. Physics*, 2012, Vol. 228, pp. 8693–9711.
19. Weiss J.M., Maruszewski J.P., Smith W.A. Implicit solution of preconditioned Navier–Stokes equations using algebraic multigrid // *AIAA Journal*, 1999, Vol. 37, No. 1, pp. 29–36.
20. Shu C.-W., Osher S. Efficient Implementation of Essentially Non-Oscillatory Shock-Capturing Schemes II // *J. of Comput. Physics*, 1989, Vol. 83, pp. 32–78.
21. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., and Surzhikov S.T. Experimental Investigations of an Aerodynamic Flow of Geometrical Models in Hypersonic Aerodynamic Shock Tube // AIAA 2013-2931. 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. June 24-27, 2013, San Diego, CA. 15 p.
22. Лебедев А.А., Герасюта Н.Ф. Баллистика ракет. М.: Машиностроение, 1970, 244 с.
23. Бочкарев А. Ф., Андреевский В. В. Аэромеханика самолета: Динамика полета. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
24. Sagliano M. Development of a Novel Algorithm for High Performance Reentry Guidance. Bremen University, Phd thesis. 22 January 2016. 270 p.
25. Глобальная справочная модель атмосферы на высотах от 0 до 100 километров для баллистического обеспечения ракетно-космической практики: отчет / Госкорпорация «Роскосмос». – М., 2016. – 98 с.
26. Макеич Г.С., Крюков И.А. Оценка влияния времени года и координаты точки пуска на летательный аппарат, двигающийся по баллистической траектории //Материалы XX Юбилейной Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным системам (ВМСППС'2017). – 2017. – С. 747–749.
27. ГОСТ 24631-81 Атмосферы Справочные. Параметры.
28. Wiegand A. Aerospace Trajectory Optimization Software. www.astos.de
29. Фэй Дж., Риддел Ф. Теоретический анализ теплообмена в лобовой точке, омываемой диссоциированным воздухом // Проблемы движения головной части ракет дальнего действия: сборник статей / под ред. Е.В. Самуйлова, Э.Э. Шпильрайна. – М.: Изд-во иностранной литературы, 1959. – С. 217–256
30. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА.И.М.: Наука, 2013. 160 с.

Статья поступила в редакцию 30 марта 2018 г.