

УДК 533.6.013.1

Исследование динамики полета летательного аппарата осесимметричной конфигурации с выдувом боковой поперечной струи*

В.А. Кисловский, В.И. Звегинцев

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: kislovsky_v@mail.ru

Представлены результаты исследования динамики полета летательного аппарата осесимметричной конфигурации при применении в качестве управляющего воздействия выдува газовой струи. Рассмотрены и проанализированы различия в траекториях полета с учетом и без учета перераспределения давления по поверхности летательного аппарата вследствие выдува поперечной газовой струи. Для проведения исследования создана программа, основанная на уравнениях движения материальной точки в пространстве и поворота летательного аппарата вокруг центра масс. Показано влияние перераспределения давления по поверхности летательного аппарата осесимметричной конфигурации вследствие выдува боковой поперечной газовой струи на траекторию движения и на скорость отклонения по углу рысканья.

Ключевые слова: сверхзвуковой летательный аппарат, выдув, газоструйная система управления, аэродинамические силы, динамика полета.

Введение

В настоящее время большое внимание уделяется развитию методов и способов управления полетом высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА). В этой связи все чаще рассматриваются управляющие воздействия с помощью поперечных газовых струй, выдуваемых с боковой поверхности ЛА. Воздействие является суммарным, состоящим из тяги выдуваемой струи и перераспределения давления по боковой поверхности ЛА [1]. Такой способ управления называют газоструйным или газодинамическим. Достоинствами данного способа управления являются высокое быстродействие, широкие возможности энергетического контроля, возможность эффективной работы при любых параметрах внешней среды и слабая восприимчивость к пространственному положению ЛА [2–5]. К главным недостаткам газоструйной системы управления относятся сложность картины течения при взаимодействии набегающего потока с выдуваемой газовой струей, а также сложность предсказания формирующихся в результате этого взаимодействия сил на поверхности ЛА, зависящих от множества параметров.

* Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 гг (проект ААА-А19-119051590050-2).

В литературе можно найти большое количество работ, посвященных изучению выдува газовых струй с поверхности тел, обтекаемых сверхзвуковым потоком. В частности, авторы работы [6] провели исследование влияния формы отверстия выдува — круглой, эллиптической, каплевидной и обратной каплевидной — на образования зон давления. Эллиптическое сечение приводило к формированию бóльшей области повышенного давления, а также многократно увеличивало зону пониженного давления. Каплевидная форма отверстия выдува показала уменьшение зоны пониженного давления. В работе [7] рассматривались случаи выдува струи из тел с круглым и прямоугольным поперечным сечениями. Было показано, что образующиеся зоны давления не охватывают полностью тело прямоугольного сечения, и был сделан вывод о бóльшей эффективности струйного воздействия для ЛА с прямоугольным поперечным сечением. Большое многообразие тел (в основном конической формы) и конфигураций выдува с поверхности этих тел экспериментально исследовались в работе [8]. В работах [9–12] также изучались различные случаи влияния выдува на тела, обтекаемые сверхзвуковым потоком. В монографиях [13, 14] рассматривались особенности проектирования вспомогательных силовых систем для газодинамического управления полетом с невысокой скоростью. Обзор существующих систем газодинамического управления был приведен в статье [15].

Значительная часть исследований, посвященных газоструйным системам управления, направлена на изучение газодинамических явлений в области выдуваемой струи. Однако работ, где рассматривается влияние выдува струи на динамику полета ЛА, в литературе крайне мало. Например, в работе [16] изучался вопрос компоновки системы газодинамического управления грузов, размещенных на борту самолета внутрифюзеляжным способом, а также было проведено математическое моделирование пространственного движения груза, управляемого газоструйным способом после отсоединения от самолета.

Настоящая работа посвящена исследованию динамики возмущенного движения ЛА осесимметричной конфигурации с учетом управляющего воздействия поперечной газовой струи.

Методика расчета

Для расчета движения свободно летящего ЛА была создана программа «Flight». В её основу были положены уравнения движения, описанные в известной литературе, посвященной динамике полета [17–24]. С её помощью рассчитывались различные случаи возмущенного движения ЛА с управляющим воздействием.

В качестве исходных данных задаются координаты ЛА в пространстве (X_g, Y_g, Z_g) . Для этого используется земная система координат — з.с.к. (ее также называют стартовой), в которой начало системы координат лежит на поверхности Земли, ось OY_g направлена по нормали от поверхности Земли, а оси OX_g и OZ_g — по касательным в соответствии с декартовой системой координат.

Расчет производится итерационно с заданным шагом по времени Δt . Задаются также начальная скорость ЛА V_0 и пять углов, которые определяют направление вектора скорости и положение ЛА в пространстве: Θ — угол между з.с.к. и скоростной системой координат (с.с.к.), показывающий отклонение вектора скорости от линии горизонта в плоскости $X_g OY_g$, ν — угол между з.с.к. и привязанной системой координат (п.с.к.), показывающий отклонение продольной оси ЛА от линии горизонта в плоскости $X_g OY_g$, Ψ — угол между з.с.к. и с.с.к., показывающий отклонение вектора скорости от плоскости $X_g OY_g$, ψ — угол между з.с.к. и п.с.к., показывающий отклонение продольной оси ЛА от плоскости $X_g OY_g$, γ — угол поворота п.с.к. относительно продольной оси ЛА в поле действия з.с.к., показывающий положение ЛА в пространстве. В качестве исходных данных

так же вводятся: масса ЛА m_0 , площадь миделевого сечения S_{mid} , радиус поперечного сечения r и длина L ЛА. Указываются координаты центра масс $x_{\text{ц.м.}}$, $y_{\text{ц.м.}}$, $z_{\text{ц.м.}}$ относительно корпуса ЛА. Начало системы координат для определения положения центра масс совпадает с носиком модели, если рассматривается ЛА осесимметричной конфигурации. Ось OX совпадает с продольной осью ЛА и направлена в сторону его хвостовой части. Остальные оси соответствуют правой системе координат.

Необходимые для расчета поворота ЛА в пространстве осевые моменты инерции могут задаваться или определяться из имеющихся исходных данных. Расчет осевых моментов инерции осуществляется по известным уравнениям для тела цилиндрической формы с учетом положения центра масс:

$$J_x = \frac{m_0 \cdot r^2}{2}, J_y = J_z = \frac{1}{4} \cdot m_0 \cdot r^2 + \frac{1}{3} \left[\frac{x_{\text{ц.т.}}}{L} \cdot m_0 \cdot (x_{\text{ц.м.}})^2 + \left(1 - \frac{x_{\text{ц.м.}}}{L}\right) \cdot m_0 \cdot \left(\left(1 - \frac{x_{\text{ц.м.}}}{L}\right) \cdot L \right)^2 \right]. \quad (1)$$

Геометрия ЛА и его конструктивные особенности выражаются через аэродинамические характеристики, являющиеся исходными данными и представленные в виде таблицы, которая загружается в программу. Аэродинамические характеристики — три осевых (C_x , C_y , C_z) и три моментных (m_x^0 , m_y^0 , m_z^0) — берутся для каждой итерации расчета из этой таблицы в зависимости от величины угла атаки α (равной разнице между углами Θ и ν), угла рысканья β (равной разнице между углами Ψ и ψ) и числа Маха M . При необходимости может быть использовано несколько таблиц аэродинамических характеристик. Существует возможность задания смены используемой таблицы на указанном шаге по времени. Данные таблицы интерполируются для поиска искомого значения.

Вычисления начинаются с определения числа Маха полета ЛА:

$$M = V/a_h, \quad (2)$$

где скорость летательного аппарата V на текущей итерации известна, а скорость звука a_h и другие параметры атмосферы, такие как плотность ρ_h , давление p_h , температура T_h и ускорение свободного падения g_h , берутся из встроеной в программу таблицы в зависимости от высоты полета. Таблица атмосферных параметров, зависящих от высоты, соответствует ГОСТу 4401–81. Далее определяются углы атаки α , рысканья β и крена γ_a в с.с.к. Для этого используется система геометрической связи с.с.к. и п.с.к.:

$$\begin{cases} \sin \Theta = \cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \sin \nu - \sin \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \nu \cdot \cos \gamma - \sin \beta \cdot \cos \nu \cdot \sin \gamma, \\ -\sin \Psi \cdot \cos \Theta = -\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \nu \cdot \sin \psi - \sin \alpha \cdot \cos \beta, \\ (\cos \gamma \cdot \sin \nu \cdot \sin \psi + \sin \gamma \cdot \cos \psi) + \sin \beta \cdot (\cos \gamma \cdot \cos \psi - \sin \gamma \cdot \sin \nu \cdot \sin \psi), \\ -\sin \gamma_a \cdot \cos \Theta = \cos \alpha \cdot \sin \beta \cdot \sin \nu + \sin \alpha \cdot \sin \beta \cdot \cos \gamma \cdot \cos \nu - \cos \beta \cdot \sin \gamma \cdot \cos \nu. \end{cases} \quad (3)$$

Исходя из рассчитанных углов, числа Маха и введенной таблицы, подбираются соответствующие значения аэродинамических коэффициентов C_x , C_y , C_z и моментов m_x^0 , m_y^0 , m_z^0 .

Используя полученные аэродинамические коэффициенты и известные значения плотности ρ_h и скорости V набегающего потока, а также площади миделевого сечения ЛА S_{mid} , определяются аэродинамические силы, действующие на рассматриваемый ЛА, из уравнений

$$\begin{aligned} X &= 0.5 \cdot \rho_h \cdot V^2 \cdot C_x \cdot S_{\text{mid}}, \\ Y &= 0.5 \cdot \rho_h \cdot V^2 \cdot C_y \cdot S_{\text{mid}}, \\ Z &= 0.5 \cdot \rho_h \cdot V^2 \cdot C_z \cdot S_{\text{mid}}. \end{aligned} \quad (4)$$

Для определения аэродинамических моментов выполняется пересчет значений моментных коэффициентов для указанного положения центра масс. Изначально в таблице аэродинамических коэффициентов моментные коэффициенты m_x^0 , m_y^0 и m_z^0 приводятся относительно носика ЛА:

$$\begin{aligned} m_x &= m_x^0, \\ m_y &= m_y^0 + c_z \cdot x_{ц.м.} / L, \\ m_z &= m_z^0 + c_y \cdot x_{ц.м.} / L. \end{aligned} \quad (5)$$

Тогда аэродинамические моменты, действующие на ЛА, записываются как

$$\begin{aligned} M_x &= 0,5 \cdot \rho_h \cdot V^2 \cdot m_x \cdot S_{mid} \cdot L, \\ M_y &= 0,5 \cdot \rho_h \cdot V^2 \cdot m_y \cdot S_{mid} \cdot L, \\ M_z &= 0,5 \cdot \rho_h \cdot V^2 \cdot m_z \cdot S_{mid} \cdot L. \end{aligned} \quad (6)$$

Теперь, зная действующие на ЛА аэродинамические моменты и используя известные значения осевых моментов инерции, можно определить изменения угловых скоростей с заданным шагом по времени:

$$\begin{aligned} J_x \cdot \Delta\omega_x &= M_x \cdot \Delta t, \\ J_y \cdot \Delta\omega_y &= (M_y - (J_x - J_z) \cdot \omega_x \cdot \omega_z) \cdot \Delta t, \\ J_z \cdot \Delta\omega_z &= (M_z - (J_y - J_x) \cdot \omega_x \cdot \omega_y) \cdot \Delta t, \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \omega_{x_{i+1}} &= \omega_{x_i} + \Delta\omega_x, \\ \omega_{y_{i+1}} &= \omega_{y_i} + \Delta\omega_y, \\ \omega_{z_{i+1}} &= \omega_{z_i} + \Delta\omega_z. \end{aligned} \quad (8)$$

Зная величину угловой скорости поворота ЛА вокруг центра масс, рассчитаем изменение его положения в пространстве, которое выражается в виде геометрической связи п.с.к. и з.с.к.:

$$\begin{aligned} v_{i+1} &= [\omega_{y_{i+1}} \sin(\gamma_i) + \omega_{z_{i+1}} \cos(\gamma_i)] \cdot \Delta t + v_i, \\ \psi_{i+1} &= \left[\frac{1}{\cos(v_i)} (\omega_{y_{i+1}} \cos(\gamma_i) - \omega_{z_{i+1}} \sin(\gamma_i)) \right] \cdot \Delta t + \psi_i, \\ \gamma_{i+1} &= [\omega_{x_{i+1}} - \operatorname{tg}(v_i) \cdot (\omega_{y_{i+1}} \cos(\gamma_i) - \omega_{z_{i+1}} \sin(\gamma_i))] \cdot \Delta t + \gamma_i. \end{aligned} \quad (9)$$

Далее находятся величина скорости перемещения и направление траектории полета летательного аппарата. Для этого используются известные из теории полета уравнения движения в проекции на с. с. к. с учетом кривизны поверхности Земли:

$$\begin{aligned} V_{i+1} &= V_i + \frac{(-m_0 \cdot g_i \cdot \sin \Theta_i - X_i) \cdot \Delta t}{m_0}, \\ \Theta_{i+1} &= \Theta_i + \frac{\left(-m_0 \cdot g_i \cdot \cos \Theta_i + Y_i \cdot \cos \gamma_{a_{-i}} - Z_{i-1} \cdot \sin \gamma_{a_{-i}} + m_0 \frac{V_{i+1}^2 \cos \Theta_i}{R_z + h} \right) \cdot \Delta t}{m_0 \cdot V_{i+1}}, \\ \Psi_{i+1} &= \Psi_i + \frac{(Y_i \cdot \sin \gamma_{a_{-i}} + Z_i \cdot \cos \gamma_{a_{-i}}) \cdot \Delta t}{-m_0 \cdot V_{i+1} \cdot \cos \Theta_{i+1}}. \end{aligned} \quad (10)$$

Зная скорость и направление перемещения, можно определить координаты точки в пространстве, в которой окажется ЛА, исходя из условий на предыдущей точке за указанный шаг по времени:

$$\begin{aligned} X_{g\ i+1} &= (V_i \cdot \cos \Psi_i \cdot \cos \Theta_i) \cdot \Delta t + X_{gi}, \\ Y_{g\ i+1} &= (V_i \cdot \sin \Theta_i) \cdot \Delta t + Y_{gi}, \\ Z_{g\ i+1} &= (-V_i \cdot \cos \Theta_i \cdot \sin \Psi_i) \cdot \Delta t + Z_{gi}. \end{aligned} \quad (11)$$

После определения следующего положения ЛА на траектории и его характеристик в этой точке цикл заканчивается и начинается новый цикл для определения следующего перемещения. Расчет заканчивается, когда траектория ЛА достигает поверхности Земли — $Y_g = 0$.

Верификация программы

Программа «Flight» была протестирована на ряде простых задач, таких как вертикальное падение тела и баллистический полет при различных условиях. В одной из тестовых задач было проведено сравнение результатов применения настоящей программы с данными, полученными в программе «Траектория» [25–27], которая предназначена для расчета двумерного движения материальной точки. Для расчета тестовой задачи в обеих программах использовались одинаковые исходные данные: начальная скорость $M = 4$, начальная высота $Y_g = 10$ км, масса ЛА $m = 1500$ кг, площадь миделевого сечения $S_{mid} = 0,196$ м², длина ЛА 7 м, а также идентичные аэродинамические характеристики в зависимости от числа Маха и углов атаки. Осуществлялся баллистический расчет траектории движения. Из рис. 1 видно, что в расчете присутствовало небольшое несоответствие зависимости коэффициента лобового сопротивления от числа Маха. Это связано с тем, что в программе «Траектория» угол атаки задается как величина постоянная на всей траектории полета ($\alpha = 0^\circ$). В программе «Flight» угол атаки может меняться вдоль траектории полета. Данное отличие привело к расхождению в графиках на рис. 1, так как на конечном участке траектории полета в программе «Flight» учитывалось изменение угла атаки, и в соответствии с этим были использованы иные значения коэффициента лобового сопротивления. Сравнение траекторий, полученных в обеих программах, продемонстрировало разницу менее 0,1 %, как показано на рис. 2. Исходя из проведенных тестов

было заключено, что результаты, получаемые в программе «Flight», являются достоверными в некотором приближении.

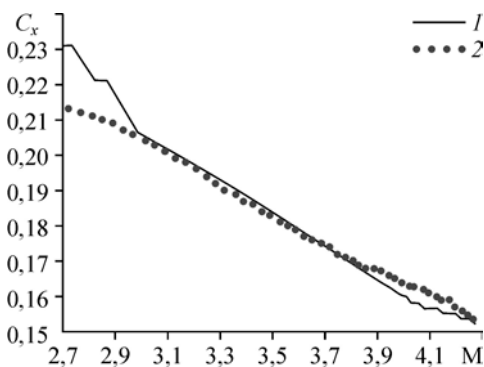


Рис. 1. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа Маха, полученная при расчете по двум программам при решении тестовой задачи.

1 — программа «Траектория»,
2 — программа «Flight».

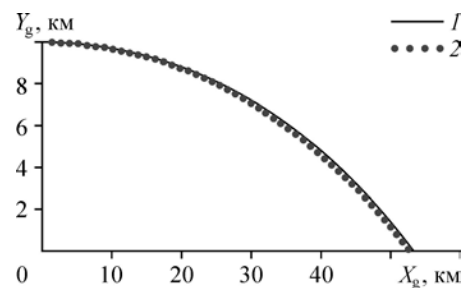


Рис. 2. Результаты баллистического расчета, полученные при вычислении по двум программам при решении тестовой задачи.

Обозначения см. на рис. 1.

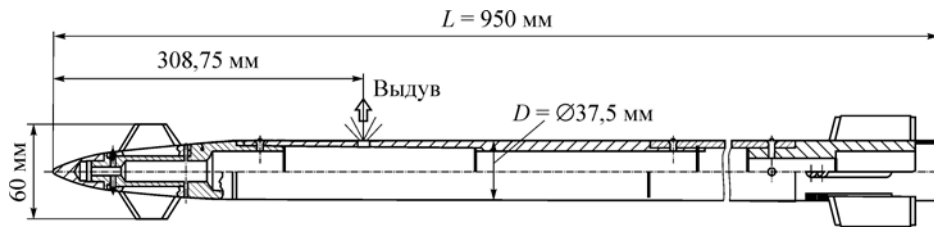


Рис. 3. Схема модели ЛА.

Постановка задачи и результаты расчета

Выполнено моделирование возмущенного движения модели ЛА осесимметричной конфигурации с известными параметрами (см. рис. 3) и аэродинамическими характеристиками. В качестве примера приведена часть таблицы исходных аэродинамических характеристик рассматриваемого ЛА (см. табл. 1). Для упрощения исследуемой задачи вращение относительно продольной оси ЛА было исключено из расчета. Вопрос стабилизации был решен путем переноса центра масс ЛА в носовую часть модели. Основные параметры ЛА приведены в табл. 2.

Точка начала движения находилась на высоте $Y_g = 5000$ м. Начальный вектор скорости ЛА не имел углов наклона относительно линии горизонта $\Theta = 0$ и составлял $V_0 = 1200$ м/с. Расчет проводился с шагом по времени $\Delta t = 0,01$ с. Выдув осуществлялся по нормали к поверхности ЛА в положительном направлении оси Z (в момент старта направление осей Z всех систем координат совпадает) при следующих параметрах, соответствующих параметрам, представленным в работе [28]: число Маха выдуваемой струи $M_j = 1$, статическая температура $T_j = 1400$ К, статическое давление на срезе отверстия выдува $P_{0j} = 2000000$ Па. Местоположение отверстия выдува показано на рис. 3, его диаметр составлял $d_j = 0,003$ м. В расчете воздействие выдува задавалось путем изменения аэродинамических характеристик ЛА через пять секунд после начала движения.

Таблица 1

Часть таблицы аэродинамических характеристик, использовавшейся в расчетах

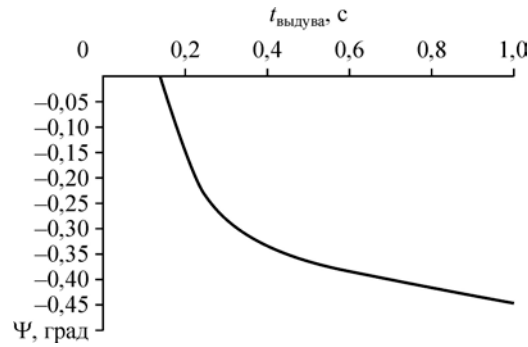
α , град	β , град	M	C_x	C_y	C_z	m_x	m_y	m_z
0	0	2,55	0,398	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
20	20	2,55	1,361	0,180	0,180	0,000	-0,010	-0,010
40	40	2,55	2,456	0,358	0,358	0,000	-0,040	-0,040
60	60	2,55	3,463	0,531	0,531	0,000	-0,060	-0,060
80	80	2,55	4,538	0,685	0,685	0,000	-0,040	-0,040
100	100	2,55	4,538	0,800	0,800	0,000	-0,030	-0,030
120	120	2,55	3,463	0,839	0,839	0,000	-0,040	-0,040
140	140	2,55	2,456	0,749	0,749	0,000	-0,041	-0,041
160	160	2,55	1,361	0,455	0,455	0,000	-0,021	-0,021
180	180	2,55	0,398	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000

Таблица 2

Параметры модели ЛА

Параметры модели	Значения
Масса ЛА: m , кг	25
Длина ЛА: L , м	0,95
Площадь миделевого сечения: S_{mid} , M^2	0,001105 M^2
Осевые моменты инерции: I_x , $кг/м^2$	0,004
	7,523
	7,523

Рис. 4. Отклонение траектории полета от первоначального направления в зависимости от продолжительности управляющего воздействия.



С указанными характеристиками выдува было выполнено моделирование обтекания рассматриваемой модели ЛА при нулевом угле рысканья $\beta = 0^\circ$. Полученные аэродинамические характеристики вводились в таблицу, которая заменяла исходную, обозначая воздей-

ствия выдува. Также для упрощения вычислений аэродинамические характеристики при ненулевом значении угла рысканья изменялись на величину воздействия реактивной тяги струи без учета эффекта газодинамического взаимодействия набегающего потока с выдуваемой струей. Такое допущение принималось исходя из незначительности данного эффекта по сравнению с силой, возникающей в результате действия хвостового стабилизатора.

Задача рассматривалась с различной продолжительностью воздействия выдува. Был проведен ряд расчетов с последовательным увеличением продолжительности управляющего воздействия на 0,02 с, начиная от 0,1 до 1 с. На рис. 4 показана зависимость изменения угла направления траектории полета от времени управляющего воздействия. Как видно из представленного графика, существует минимально необходимая продолжительность выдува, ниже которой времени воздействия недостаточно для изменения направления движения ЛА. В этом случае происходит дестабилизация положения модели ЛА в пространстве без изменения направления движения. В данной задаче таким предельным значением являлась продолжительность управляющего воздействия $t_{\text{выдува}} = 0,15$ с. Дальнейшее увеличение продолжительности выдува приводит к логарифмическому изменению отклонения траектории полета от первоначального направления. При продолжительности управляющего воздействия от 0,15 до 0,26 с происходит существенная задержка отклика изменения направления движения ЛА на управляющее воздействие, как показано на рис. 5. При продолжительности управляющего воздействия свыше 0,26 с изменение направления движения от начального происходит через 0,6 с. Дальнейшее увеличение времени управляющего воздействия не ускоряет время отклика на это воздействие, оно остается неизменным.

Для изучения влияния аэродинамического эффекта от выдува, возникающего в результате перераспределения давления на поверхности ЛА вследствие взаимодействия набегающего потока с поперечной газовой струей, рассматривались два случая: с продолжительностью управляющего воздействия в течение 1 и 5 с. Траектории полета для обоих случаев представлены на рис. 6 с учетом эффекта перераспределения давления и без него.

В целом непродолжительное управляющее воздействие (порядка нескольких секунд) в плоскости горизонтального перемещения практически не влияет на дальность полета. Максимальное отклонение

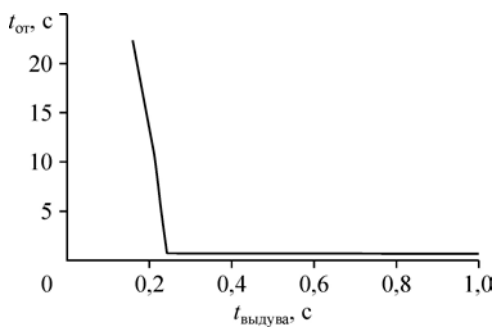


Рис. 5. Зависимость времени отклика изменения направления движения ЛА после начала действия управляющей системы от продолжительности её действия.

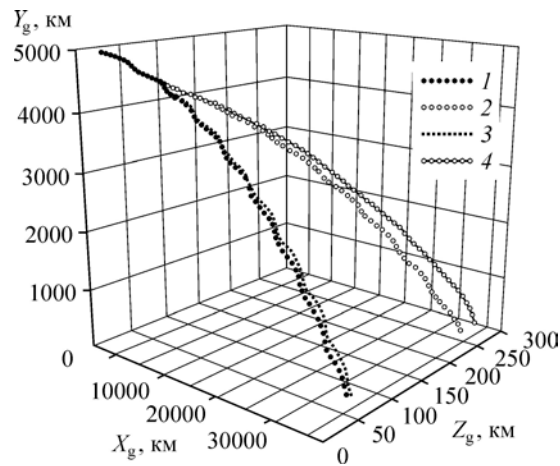


Рис. 6. Траектории полета модели ЛА при продолжительности управляющего воздействия в течении 1 и 5 с в случае учета эффекта перераспределения давления и без него. Воздействие только реактивной тягой выдуваемой струи в течение 1 с (1) и 5 с (2); воздействие с учетом перераспределения давления в течении 1 с (3) и 5 с (4).

от случая без управляющего воздействия составило менее 0,15 %, т.е. учет эффекта перераспределения давления по поверхности ЛА незначительно изменяет отклонение по дальности полета. Влияние перераспределения давления на отклонение траектории полета в направлении управляющего воздействия более существенно. Для случая с длительностью управляющего воздействия, равной 1 с, разница между конечными точками траекторий полета с учетом перераспределения давления в управляющем воздействии и без него в направлении оси Z_g составляет 11 %. Для случая выдува длительностью 5 с эта же разница составляет 14 %. Таким образом, при длительном газодинамическом управляющем воздействии на ЛА в случае неучета эффекта перераспределения давления от выдува может присутствовать существенная недооценка отклонения траектории полета [29, 30].

Заключение

С помощью программы расчета динамики полета ЛА в трехмерном пространстве проведено исследование влияния управляющего газодинамического воздействия на траекторию полета ЛА. Определены следующие закономерности.

Существует минимально допустимая продолжительность управляющего воздействия, в результате которой направление движения ЛА изменяется. В рассмотренном случае она составила 0,15 с.

Изменение направления траектории полета имеет логарифмическую зависимость от продолжительности управляющего воздействия.

При газодинамическом управляющем воздействии, как и при любом другом управляющем воздействии, существует задержка по времени между началом осуществления управляющего воздействия и изменением направления движения ЛА. В рассматриваемом случае это время линейно снижается до момента, когда продолжительность управляющего воздействия достигает 0,26 с. При этом значение задержки отклика ЛА на управляющее воздействие достигает 0,6 с. Дальнейшее увеличение продолжительности управляющего воздействия не приводит к изменению времени отклика.

Управляющее воздействие в горизонтальном направлении движения в течение нескольких секунд не приводит к значительному изменению дальности полета.

Как известно, при действии газоструйной системы управления помимо воздействия реактивной тяги струи имеет место влияние эффекта перераспределения давления по поверхности ЛА вследствие взаимодействия набегающего потока с выдуваемой струей. Этот эффект значительно изменяет положение конечной точки траектории полета в направлении действия управляющего воздействия. Увеличение продолжительности управляющего воздействия приводит к увеличению значимости влияния эффекта перераспределения давления на поверхности ЛА при выдуве струи.

Список литературы

1. **Физические** основы устройства и функционирования стрелково-пушечного артиллерийского и ракетного оружия. Часть II. Физические основы устройства и функционирования ракетного оружия: учебник для вузов / под ред. проф. В.В. Ветрова и проф. В.П. Строгалева. Тула: Изд-во ТулГУ, 2007. 784 с.
2. **Stahl B., Esch H., Gülhan A.** Experimental investigation of side jet interaction with a supersonic cross flow // *Aerospace Sci. and Technology*. 2008. Vol. 12, No. 4. P. 269–275.
3. **Fleeman E.L.** Tactical missile design. 2nd ed. AIAA Education Series. 2006. 468 p.
4. **Gnemmi P., Schafer H.J.** Experimental and numerical investigations of a transverse jet interaction on a missile body // *AIAA Aerospace Sci. Meeting and Exhibit*. 2005. P. 10–13.
5. **Корнилов В.И.** Опыт применения вдува воздуха в турбулентный пограничный слой крыла самолета за счет ресурсов внешнего напорного потока // *Теплофизика и аэромеханика*. 2017. Т. 24, № 2. С. 179–190.
6. **Zhang J., Cui Y.D., Cai J., Dou H.** Numerical investigation of lateral jets over body of revolution in supersonic crossflow // *J. Propulsion and Power*. 2012. Vol. 28, No. 1. P. 33–45
7. **Chai D., Fang Y.W., Peng W.S., Yang P.F.** Numerical investigation of lateral jet interaction effects on the hypersonic quasi-waverider vehicle // *J. Aerospace Engng*. 2015. Vol. 229, No. 14. P. 2671–2680.
8. **Луценко А.Ю., Столярова Е.Г., Чернуха П.А.** Струйное управление параметрами обтекания летательных аппаратов различных назначений // *Научный вестник МГТУГА*. 2015. № 212. С. 38–44.
9. **Brandeis J., Gill J.** Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations // *J. Spacecraft and Rockets*. 1998. Vol. 35, No. 3. P. 296–302.
10. **Viti V., Neel R., Schetz J.** Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field // *Physics of Fluids*. 2009. Vol. 21. P. 046101-1–046101-16.
11. **Adeli R., Seiler F.** Numerical flow visualisation of side jet/cross flow interaction // *Conf.: ISFV15 15th Int. Symp. on Flow Visualization, June 25-28, 2012, Minsk, Belarus*.
12. **Kislovskiy V.A., Zvegintsev V.I.** Redistribution of pressure along the surface of axisymmetric vehicle as a result of transverse gas jet blowing // *High Energy Processes in Condensed Matter: AIP Conf. Proceedings*. 2017. Vol. 1893, No. 1. P. 030028-1–030028-6.
13. **Голубев В.Г., Светлов И.С.** Проектирование зенитных управляемых ракет. М.: МАИ, 2001. 730 с.
14. **Голубев И.С., Туркин И.К.** Беспилотные летательные аппараты. М.: МАИ, 2010. 654 с.
15. **Болотов Е.Г., Мизрохи Б.Я.** Новое поколение противоздушных управляемых ракет средней дальности // *Специальный выпуск журнала «Полет» к 50-летию МКБ «Факел»*. 2003. 9 с.
16. **Нестеров В.А., Будник А.П., Семенов И.М.** Система обеспечения безопасности отделения груза из отсека самолета-носителя на основе многоимпульсного моментного двигателя поперечного управления // *Воп. ГТУ*. 2016. Т. 12, № 4. С. 32–38.
17. **Горбатенко С.А., Макашов Э.М., Полушкин Ю.Ф.** Расчет и анализ движения летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1971. 420 с.
18. **Горбатенко С.А., Макашов Э.М., Полушкин Ю.Ф., Шефтель Л.В.** Механика полета. Общие сведения. Управление движения. М.: Машиностроение, 1969. 420 с.
19. **Дмитриевский А.А., Казаковцев В., Устинов В., Лысенко Л.Н., Жилейкин В.Д., Кольцов Ю.Ф.** Движение ракет. Введение в теорию полета ракет. М.: Изд. ВИМО, 1968. 464 с.
20. **Остославский И.В., Стражева И.В.** Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. Изд. 2-е. М.: Машиностроение, 1969. 499 с.
21. **Мхитарян М.А.** Динамика полета: учебник для авиационных вузов. М.: Машиностроение, 1978. 424 с.
22. **Богословский С.В., Дорофеев А.Д.** Динамика полета летательных аппаратов: учеб. пособие, СПб: ГУАП, 2002. 64 с.
23. **Никанорова М.Д., Веденичев И.В.** Использование пакета Matlab.simulink при баллистических расчетах // *Политехнический молодежный журнал*. 2017. № 10. С. 1–18.
24. **Мышенков В.И., Мышенков Е.В.** Численные методы. Ч. 2. Численное решение обыкновенных дифференциальных уравнений: учебное пособие для студентов специальности 073000. М.: МГУИ, 2005. 109 с.

25. **Фомин В.М., Аульченко С. М., Звегинцев В.И.** Полет гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем по рикошетирующей траектории // Прикл. механика и технич. физика. 2010. Т. 51, № 4. С. 85–94.
26. **Фомин В.М., Аульченко С.М., Звегинцев В.И.** Анализ траекторий полета летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем // Прикл. механика и технич. физика. 2014. № 6. С. 35–42.
27. **Звегинцев В.И., Аульченко С.М., Кисловский В.А., Иванов И.В.** Расчетный анализ траекторий полета летательного аппарата с периодическим включением ПВРД // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики: сб. тр. IX Всеросс. научн. конф., посвященной 55-летию полета Ю.А. Гагарина (Томск, 21–25 сент. 2016 г.). Томск, 2016. С. 135–136.
28. **Кисловский В.А., Звегинцев В.И.** Численное моделирование распределения давления на поверхности осесимметричного тела при взаимодействии сверхзвукового набегающего потока с поперечно выдуваемой газовой струей // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26, № 1. С. 21–29.
29. **Адамов Н.П., Харитонов А.М., Часовников Е.А., Дядькин А.А., Козаков М.И., Скороваров А.Ю.** Аэродинамические характеристики возвращаемых аппаратов при сверхзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 5. С. 557–565.
30. **Адамов Н.П., Харитонов А.М., Часовников Е.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н., Александров Э.Н.** Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели возвращаемого аппарата на установке свободных колебаний при сверхзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 6. С. 825–834.

*Статья поступила в редакцию 31 января 2019 г.,
после доработки — 27 июня 2019 г.,
принята к публикации 26 августа 2019 г.*