

АВИАЦИЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

УДК 629.7.01

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ ПРИ ДВИЖЕНИИ ВОЗВРАЩАЕМОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

М. П. Апарин, В. В. Юдинцев

В работе исследуется возможность использования аэродинамического качества возвращаемой первой ступени ракеты-носителя для коррекции точки приземления ступени вдоль трассы спуска. Для управления угловым движением ступени по отношению к набегающему потоку задействуются газореактивные сопла, использующие в качестве рабочего тела газифицированные остатки топлива в баках ступени. В работе построена модель плоского движения возвращаемой ступени, как материальной точки переменной массы, движущейся под действием аэродинамических сил и силы тяги двигателя торможения ступени. С использованием разработанной модели проведён анализ движения возвращаемой первой ступени ракеты-носителя при разных углах атаки до включения двигателя мягкой посадки и определено смещение точки приземления вдоль трассы спуска при ненулевых углах атаки.

Ключевые слова: газифицированные остатки топлива, газореактивные сопла, точка приземления, угол атаки, дальность полета.

Одним из способов снижения стоимости выводимого полезного груза и повышения экологической безопасности ракет-носителей (РН) является использование возвращаемых ступеней РН, что позволяет сократить количество элементов конструкции РН, неуправляемо падающих на Землю [1]. Наибольших успехов в этом направлении добилась компания SpaceX [2], которая разработала и успешно реализовала мягкую посадку первой ступени РН Фалькон 9. Возвращение ступени выполняется по ракетно-динамической схеме с повторным включением одного из двигателей ступени для снижения её скорости при движении в плотных слоях атмосферы. Для управляемого входа в атмосферу применяются газовые двигатели, использующие в качестве рабочего тела газ гелий, находящийся в специальных шар-баллонах.

В представленной работе рассматривается альтернативный способ управления

угловым движением РН. В качестве рабочего тела сопел используются газифицированные остатки топлива первой ступени [3, 4], что позволяет значительно увеличить продолжительность работы сопел за счет больших остатков топлива в баках. В этом случае газореактивные сопла могут быть использованы для обеспечения повторного запуска двигателя I ступени путем продолжительного создания положительной перегрузки в направлении продольной оси ступени, а также для поддержания движения ступени с заданным углом атаки, что позволит использовать аэродинамические свойства её корпуса для управления движением центра масс.

Постановка задачи

Рассматривается движение возвращаемой первой ступени лёгкой РН после отделения. После отделения ступени от РН

© Апарин М. П., Юдинцев В. В., 2020.

Апарин Максим Павлович (maxim.aparin2000@gmail.com),

студент III курса института ракетно-космической техники;

Юдинцев Вадим Вячеславович (yudintsev@classmech.ru),

доцент кафедры теоретической механики Самарского университета, 443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34.

запускается система газификации остатков топлива [5], и реактивные газовые сопла, ориентированные вдоль продольной оси ступени, используются для создания положительной перегрузки, прижимающей горючее и окислитель к днищам баков ступени, обеспечивая условия последующего повторного запуска двигателя.

Сопла управления угловым движением используются для разворота ступени двигателем в сторону набегающего потока. После разворота сопла управления угловым движением поддерживают заданный угол атаки ступени, определяемый из условия приведения возвращаемой ступени в точку мягкой посадки. Заданный угол атаки поддерживается до момента входа в плотные слои атмосферы. При входе в плотные слои атмосферы включается двигатель торможения, а реактивные сопла поддерживают нулевой угол атаки ступени для снижения теплового воздействия набегающего потока на ступень (рис. 1).

Необходимо сравнить по дальности движение ступени с нулевым углом атаки, полагая, что это неуправляемое устойчивое движение ступени в атмосфере с движением ступени с ненулевым углом атаки, который поддерживается при помощи газовых сопел.

Модель движения ступени

Рассматривается плоское движение ступени. Ступень представлена материальной точкой с переменной массой m . Схема ступени приведена на рисунке 2. На рисунке

показаны сила тяги P , действующая на ступень и сила тяги газовых сопел F_g которые используются для поддержания заданного угла атаки α^* . Непосредственное воздействие силы тяги газовых сопел на движение центра масс не учитывается.

Уравнения движения ступени в центральном гравитационном поле Земли под действием аэродинамических сил, сил тяги двигателя торможения записываются в виде [6]:

$$\begin{cases} \dot{r} = v \sin \theta \\ \dot{v} = -\frac{S_m C_d v^2 \rho}{2m} - g \sin \theta - \frac{P}{m} \\ \dot{\theta} = \frac{S_m C_L \rho}{2m} v - \left(g - \frac{v^2}{r}\right) \frac{\cos \theta}{v}, \\ \dot{L} = \frac{R_e v}{r} \cos \theta, \\ \dot{m} = -\left(\frac{F_g}{I_g} + \frac{P}{I_p}\right) \end{cases}, \quad (1)$$

где r – расстояние до центра масс ступени от центра Земли, v – скорость ступени, θ – угол наклона траектория, L – дальность, g – ускорение свободного падения, как функция r , S_m – характерная площадь ступени, к которой отнесены коэффициент лобового сопротивления C_d и подъемной силы C_L , зависящие от угла атаки, R_e – радиус Земли, F_g и P – тяга реактивных сопел управления угловым движением и тяга двигателя торможения соответственно, ρ – плотность воздуха, зависящая от высоты полета ступени.

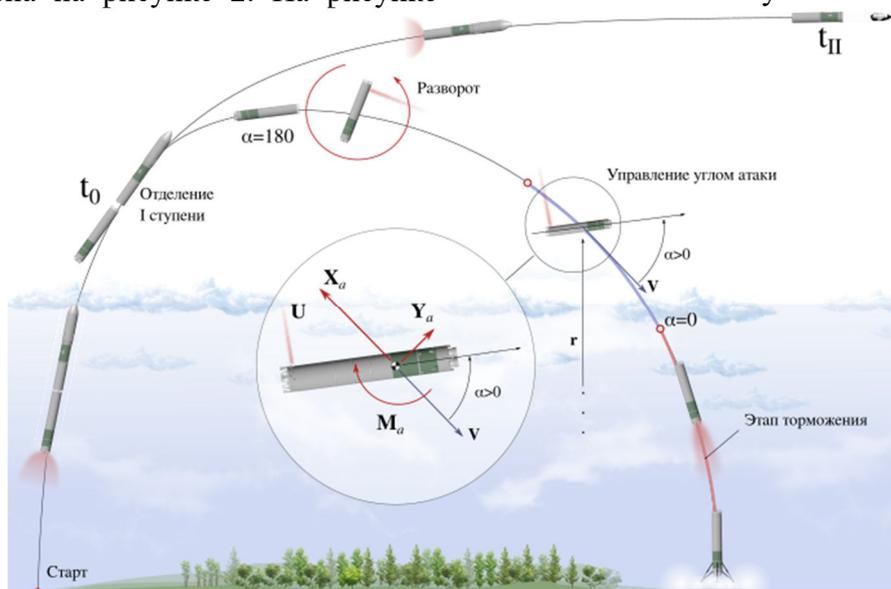


Рис. 1. Этапы движения ступени РН

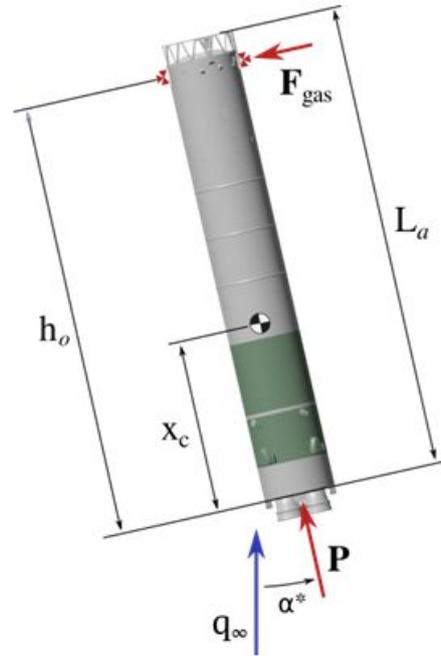


Рис. 2. Схема ступени ракеты-носителя

В последнем уравнении для оценки изменения массы ступени при работе газовых двигателей и двигателя торможения используются удельный импульс газовых двигателей I_g и удельный импульс двигателя торможения I_p . Момент, создаваемый газовыми соплами относительно центра масс ступени, определяется выражением (рис. 2):

$$M_g = F_g(h_0 - x_c), \quad (2)$$

при этом момент аэродинамических сил при движении с ненулевым углом атаки равен

$$M_a(\alpha^*) = m_z(\alpha^*) \frac{\rho v^2}{2} L_a S_m, \quad (3)$$

где $m_z(\alpha^*)$ – коэффициент аэродинамического момента, L_a – характерная длина ступени. Приравнявая выражения (2) и (3), получим уравнение для определения максимального угла атаки, который может поддерживаться газовыми соплами:

$$F_g(h_0 - x_c) = m_z(\alpha^*) \frac{\rho v^2}{2} L_a S_m. \quad (4)$$

Для оценки влияния угла атаки на движение центра масс ступени используется следующий закон управления:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_{max} & : M_g \geq M_a(\alpha_{max}) \\ \alpha^* & : M_a(\alpha_{min}) \leq M_g < M_a(\alpha_{max}) \\ 0 & : M_g < M_a(\alpha_{min}) \text{ или } h < h_p \text{ или } \theta \geq 0 \end{cases} \quad (5)$$

Из (5) следует, что система управления поддерживает максимальный угол атаки

α_{max} пока величина аэродинамического момента при этом угле атаки не превышает момента, создаваемого газовыми соплами относительно центра масс ступени. При движении в плотных слоях атмосферы, граница которой определяется равенством момента от газовых сопел моменту аэродинамических сил при движении с некоторым заданным минимальным углом атаки α_{min} , угол атаки ступени поддерживается равным нулю. Угол атаки устанавливается равным нулю также при снижении ступени до высоты включения двигателя торможения h_p и на восходящем участке траектории ($\theta \geq 0$). В остальных случаях угол атаки α^* определяется решением уравнения (4).

Результаты моделирования

В таблице 1 приведены параметры ступени и начальные условия движения. Интегрирование уравнений движения (1) ведется с начальными условиями, представленными в таблице 1 до достижения высоты 5 км. Предполагается, что с этой высоты начинает работать система обеспечения мягкой посадки. Этап мягкой посадки не рассматривается.

Зависимости аэродинамических коэффициентов от угла атаки приведены в табл. 2.

На рисунке 3 показана траектория движения ступени при движении с нулевым углом атаки. Расстояние от точки отделения ступени до точки прохождения высоты 5 км равно 1919 км.

Таблица 1

Параметры системы

Параметр	Значение	Параметр	Значение
Масса ступени, т	10	Характерная площадь, м ²	8
Характерная длина ступени, м	30 м	Начальная высота, км	70
Расстояние от нижнего среза ступени до точки приложения силы тяги газовых сопел, м	28	Начальная скорость, км/с	4,2
Сила тяги газовых сопел, кН	5	Начальный угол наклона траектории, градус	25
Сила тяги двигателя торможения, кН	350	α_{min} , градус	5
α_{max} , градус	30	h_p , км	50
I_p , м/с	3000	I_g , м/с	500

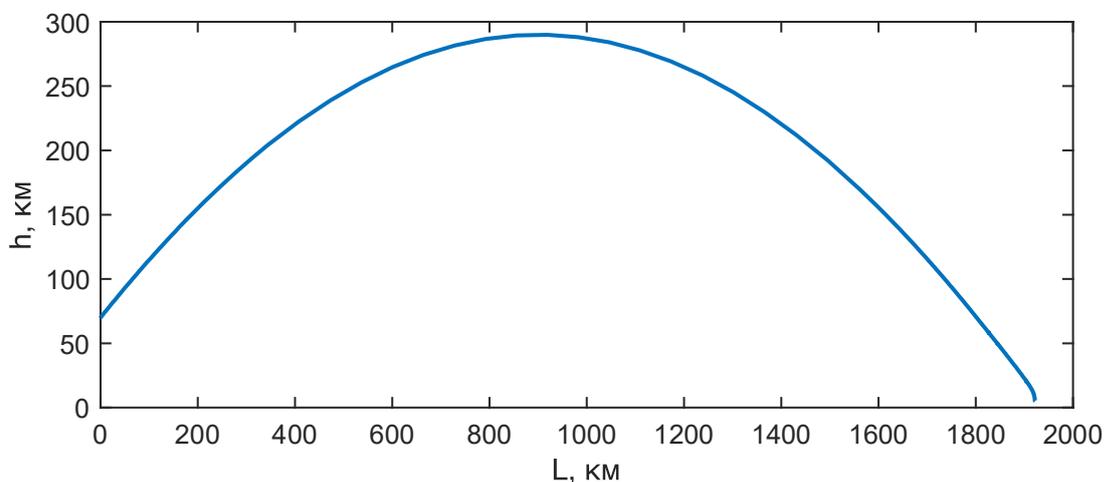


Рис. 3. Траектория движения ступени при угле атаки 0 градусов

Таблица 2

Зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки ступени

Аэродинамический коэффициент	Угол атаки, градус		
	0	10	30
C_x	1,2	1,0	0,8
C_y	0,0	0,9	4,0
m_z	0,0	0,4	1,7

При движении ступени ненулевым углом атаки, определяемым по закону (5) приводит к увеличению дальности конечной точки до 1922 км. На рисунке 4 приведен график изменения разности между дальностью ступени, движущейся с углом атаки, определяемым выражением (5), и дальностью ступени, движущейся с нулевым углом атаки. На

рисунке 5 приведен график изменения угла атаки ступени в зависимости от высоты полёта. Угол атаки отличен от нуля до высоты 50 км, на которой происходит включение двигателя торможения ступени.

Продолжительность работы газовых сопел равна 256 секунд, что соответствует расходу газа 2,5 т.

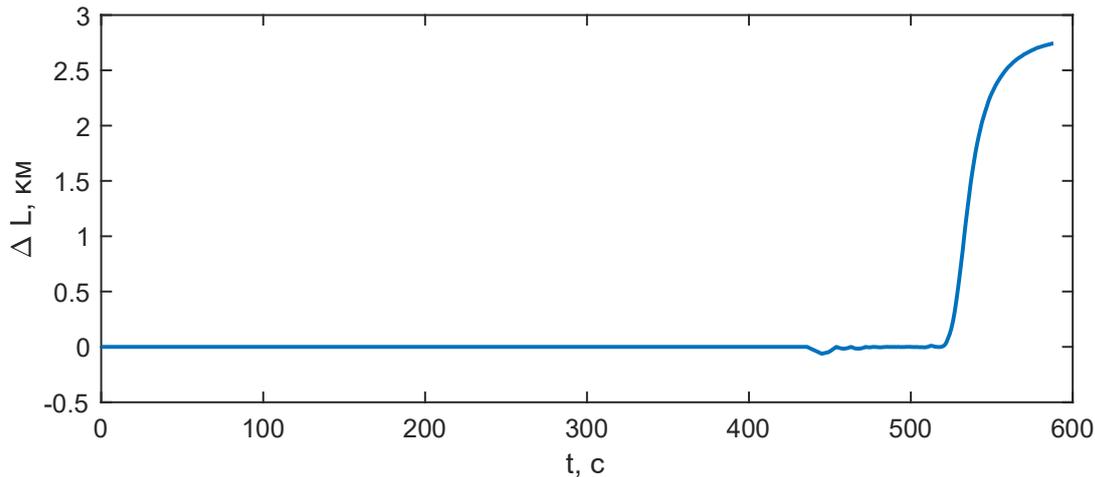


Рис. 4. Разность дальностей

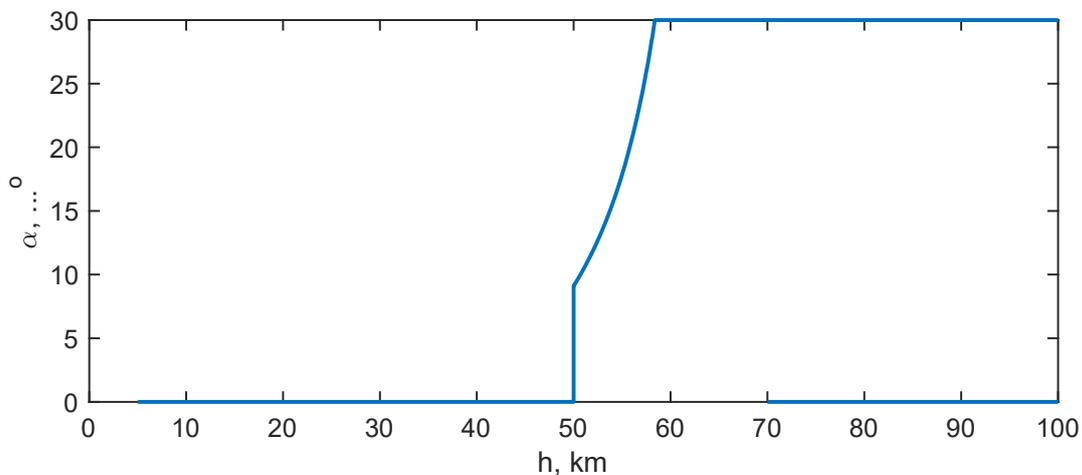


Рис. 5. Изменение угла атаки ступени в зависимости от высоты полета

Заключение

Результаты моделирования показывают возможность использования остаточных энергетических возможностей отработавшей ступени ракеты-носителя для коррекции ее точки падения или точки приземления (при использовании многоразовой первой ступени).

Литература

1. Баранов Д., Жариков К., Трушляков В., Шатров Я. Сравнительный анализ экологической безопасности отделяющихся частей ракет-носителей с жидкостными ракетными двигателями при различных концепциях проектирования // *Космонавтика и ракетостроение*, 2019, 1 (106), С. 116 – 130.

2. Matthew Weaver. Welcome back, baby!: Elon Musk celebrates SpaceX rocket launch - and landing. the Guardian. Retrieved March 1, 2017.

3. Пат. 2414391 Рос. Федерация. МПК В 64 D1/26, В 64 С 15/14. Способ спуска

отделяющейся части ступени ракеты космического назначения и устройство для его осуществления / Трушляков В. П., Куденцов В. Ю., Шатров Я. Т., Агапов И. В. № 2009123768/11; заявл. 22.06.09, опубл. 20.03.11. Бюл. № 5.

4. V. Trushlyakov, Ya. Shatrov, B. Sujmenbaev, D. Baranov The designing of launch vehicles with liquid propulsion engines ensuring fire, explosion and environmental safety requirements of worked-off stages // *Acta Astronautica*. – 2017. – Vol. 131. – pp. 96-101. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.11.031

5. Баранов Д., Трушляков В., Шатров Я. Исследование параметров процессов испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени РН // *Космонавтика и ракетостроение*, 2019, 4 (109), С. 117-128.

6. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. – М.: Наука., 1988. – 336 с.

USE OF AERODYNAMIC BRAKING DURING THE MOVEMENT OF THE RETURN FIRST STAGE OF THE LAUNCH VEHICLE

M. P. Aparin, V. V. Yudintsev

The paper investigates the possibility of using the aerodynamic quality of the return first stage of the launch vehicle to correct the position of the landing point along the descent route of the stage. To control the angular motion of the stage relative to the incoming flow, gas-jet nozzles are used, that utilize gasified fuel residues in the fuel tanks of the first stage. The motion equations of the inplane motion of the stage are constructed. The first stage is considered as a point of a variable mass moving under the action of the aerodynamic forces. Using the developed model, the motion of the return first stage of the launch vehicle at different angles of attack before switching on the deceleration thruster is analyzed and the displacement of the landing point along the descent route at non-zero angles of attack is determined.

Key words: rocket launcher, gasified fuel residues, gas-jet nozzles, landing point, angle of attack, flight range.

Статья поступила в редакцию 08.07.2020 г.

© Aparin M. P., Yudintsev V. V., 2020.

Aparin Maxim Pavlovich (maxim.aparin2000@gmail.com),
student III course of the Institute of aeronautical engineering,
Yudintsev Vadim Vyacheslavovich (yudintsev@classmech.ru),
associate professor of the Theoretical mechanics Department of the Samara University,
443086, Russia, Samara, Moskovskoye Shosse, 34.