

Исследование динамики возмущенного движения многоразового упругого блока ракеты-носителя на участке посадки

© В.В. Сметана, И.Е. Давыдов, А.А. Лазарев

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, Самара, 443086, Российская Федерация

В ходе выполненного исследования определены параметры номинальной траектории, а также проведена оценка динамики возмущенного движения возвращаемого упругого блока ракеты. Рассмотрено влияние таких факторов, как ветровое нагружение и упругость конструкции. Найдены собственные формы и частоты упругих поперечных изгибных колебаний по времени полета. Рассчитаны отклонения от номинальной траектории, отклонения по скорости и высоте при движении к целевому району возвращения. Исследовано изменение угла атаки упругого блока при влиянии возмущений. Обосновано применение в качестве системы управления пропорционально-интегрально-дифференциального регулятора, его способность обеспечивать нахождение ракеты-носителя в области номинальной траектории. Доказана его эффективность в решении задач стабилизации возвращаемого упругого блока ракеты-носителя и управления им.

Ключевые слова: возмущенное движение, упругость конструкции, поперечные колебания, пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор, моделирование движения, многоразовый упругий блок ракеты-носителя, ракета-носитель, динамика полета

Введение. Производство новых средств выведения является затратным и по материальным ресурсам, и по временным. Полезная нагрузка доставляется на целевую орбиту, в то время как отработавшая часть системы, обычно это ракета-носитель (РН), непригодна к дальнейшей эксплуатации: ее части сгорают в атмосфере или падают на поверхность Земли, загрязняя ее.

Успешная посадка первой ступени частично многоразовой ракеты-носителя Falcon 9 компании SpaceX была произведена 30 марта 2017 г. По словам агентства Bloomberg, повторные запуски уже использовавшихся ступеней РН — важный шаг для компании, который в будущем позволит снизить ее затраты, в том числе за счет минимизации экологических последствий при возвращении отработанных частей на Землю. В настоящее время как государственные, так и частные организации стремятся повторить успех компании SpaceX.

Сложность этой задачи заключается в том, что применяется подход только по выбору системы активной и пассивной стабилизации и их компонентов и реализации алгоритмов приземления первой ступени — носителя, но не используется анализ состояния конструкции

возвращаемой ступени РН при ее спуске. Во время спуска на возвращаемую ступень оказывают влияние скоростной напор, тепловой нагрев корпуса, перемещение воздушных масс и т. д., что приводит к изгибным колебаниям конструкции, изменению аэродинамических и прочностных характеристик, и как следствие, в лучшем случае к изменению траектории движения, а в худшем — к потере изделия.

В ходе штатных запусков ракет-носителей одноразового использования широко применяются методы оценки упругих динамических характеристик в рамках задачи выведения полезного груза на орбиту. В общей практике в рамках задачи возвращения многоразовых частей ракет-носителей подобная оценка не проводилась (материалы по данному направлению в открытой литературе отсутствуют).

Таким образом, рассматриваемая задача по исследованию динамики возмущенного движения многоразовой РН на участке посадки с учетом упругости конструкции является актуальной, а результаты исследования востребованными.

Цель настоящей работы — изучение влияния возмущающих факторов на номинальное движение РН на участке посадки путем моделирования возмущенного движения упругой возвращаемой части ракеты-носителя.

В рамках исследования ставились следующие задачи:

- 1) моделирование номинального движения с учетом многоразового использования блока первой ступени;
- 2) расчет собственных частот и форм упругих колебаний РН;
- 3) моделирование возмущенного движения с учетом ветрового нагружения и упругости конструкции РН;
- 4) подбор параметров системы управления с целью компенсации влияния возмущающих факторов: минимизации отклонения от номинальной траектории и осуществления мягкой посадки блока первой ступени.

Объект исследования. Объектом исследования является РН среднего класса, в конструкции которой предусмотрена возможность многоразового использования блока первой ступени. Ракета-носитель массой около 500 т выводит на низкую околоземную орбиту (200 км) около 15 т полезного груза. К блоку первой ступени РН добавлены посадочные опоры и аэродинамические рули [1]. Компоненты топлива: жидкий кислород и сжиженный природный газ. Основные характеристики РН (рис. 1) приведены ниже:

Номер блока	1	2
Скорость истечения газов, м/с	3300	3700
Конструктивная характеристика	7	10
Масса, кг:		
блока	391 000	107 000
топлива	287 900	54 600
сухая	55 900	10 700

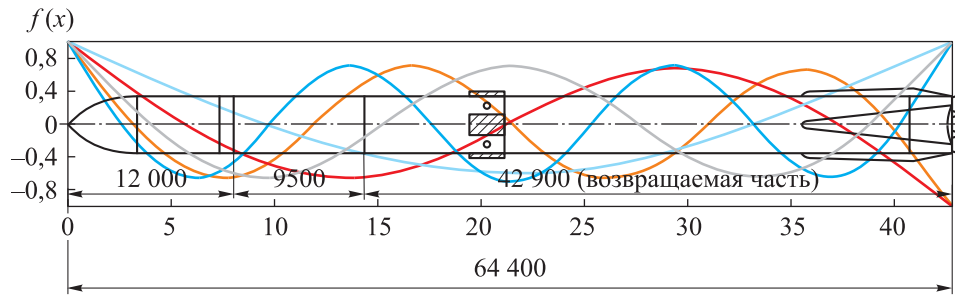


Рис. 1. Исследуемая ракета-носитель и формы упругих изгибных колебаний

Следует заметить, что часть условной «сухой» массы блока первой ступени (около 30 т) составляет топливо, необходимое для динамического возвращения, поэтому действительная масса конструкции блока первой ступени составляет около 23 т, а действительная конструктивная характеристика не 7, а 17.

Моделирование номинального движения. В работе рассматривается концепция динамического возвращения по траектории полета (рис. 2), аналогичная применяемой в РН семейства Falcon производства компании SpaceX [2].

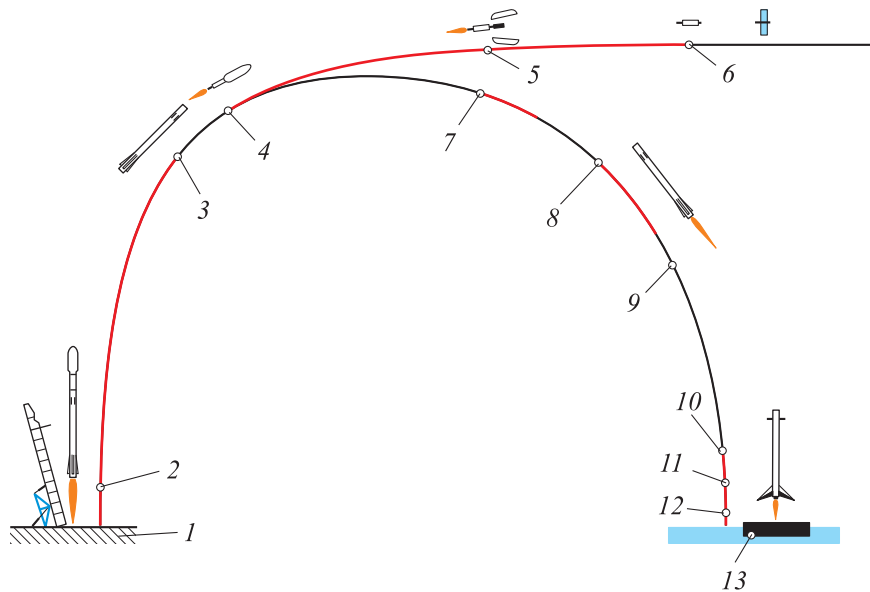


Рис. 2. Схема полета ракеты-носителя SpaceX Falcon 9:

1 — место запуска; 2 — взлет, зажигание на 6 секунде; 3 — отделение первой ступени; 4 — отделение второй ступени; 5 — отделение обтекателя; 6 — отделение груза; 7 — запуск обратной тяги, толкает первую ступень вверх и направляет обратно к месту старта; 8 — вхождение в атмосферу, работает сверхзвуковой двигатель; 9 — отсоединение решетчатых рулей, скорость превышает 3 Маха; 10 — начало посадки, выгорание последнего двигателя; 11 — выпускаются посадочные ноги, используется сжатый гелий; 12 — мягкая посадка, максимальная скорость 6 м/с; 13 — корабль-дрон

После отделения блока первой ступени он по инерции продолжает движение. В полете осуществляется разворот на величину, близкую к 180° , так чтобы вектор тяги двигательной установки был направлен в противоположную от движения блока сторону для выполнения торможения и посадки.

На участке возвращения происходят два включения двигательной установки — их называют участком торможения и участком посадки. Первый необходим для снижения скорости при вхождении в плотные слои атмосферы, второй — для полного торможения при приземлении ракетного блока (РБ).

Область на Земле, в границах которой должен приземлиться блок РН (район возвращения), может меняться в зависимости от отклонений заданных параметров, вызванных погрешностями и влиянием возмущений. Ввиду значительного влияния атмосферы возмущения наиболее существенны на участке посадки [3].

Для исследования динамики возмущенного движения возвращаемых частей многоразовой РН сначала рассчитывается баллистическая траектория, а по ее результатам — возмущенное движение возвращаемых частей. Таким образом, в работе на первом этапе проводится расчет траектории по времени полета и формируются баллистические данные движения РН без учета возмущающих факторов.

Баллистически РН считается материальной точкой. Ее движение рассматривается относительно неподвижной Земли. В работе полагаем, что движение осуществляется в плоскости тангажа, поэтому поставленные задачи решаются в плоскопараллельной постановке. Влиянием вращательного движения ракеты-носителя на поступательное движение центра масс можно пренебречь.

Система уравнений движения ракеты-носителя в проекциях на оси стартовой системы координат имеет вид [4]

$$\left\{ \begin{array}{l} m \frac{dV_x}{dt} = P(h) \cos \varphi - X(V, h, \alpha) \cos \theta - Y(V, h, \alpha) \sin \theta - mg \sin \eta; \\ m \frac{dV_y}{dt} = P(h) \sin \varphi - X(V, h, \alpha) \sin \theta - Y(V, h, \alpha) \cos \theta - mg \cos \eta; \\ \frac{dx}{dt} = V_x; \frac{dy}{dt} = V_y; \\ V^2 = V_x^2 + V_y^2; r^2 = x^2 + (R + y)^2; \\ h = r - R; \eta = \arctg \frac{x}{R + y}; \theta = \arccos \frac{V_x}{V}; \alpha = \varphi - \theta; \\ \varphi = \varphi_{пр}, \end{array} \right.$$

где m — значение массы РН в текущий момент времени; V_x и V_y — скорость РН в земной системе координат; $P(h)$ — тяга двигательной установки, направленная по продольной оси РН; φ — угол тангажа, измеренный между продольной осью РН и горизонтом старта; X , Y — силы лобового сопротивления и подъемная сила РН соответственно; V — абсолютная скорость РН; $y = h$ — высота РН над поверхностью Земли; α — угол атаки; g — ускорение свободного падения; η — полярный угол; x — дальность полета; $R = 6371$ км — средний радиус Земного шара; θ — угол наклона траектории; $\varphi_{\text{пр}}$ — программное значение угла тангажа.

Система сил, которые действуют на РН на активном участке траектории, показана на рис. 3.

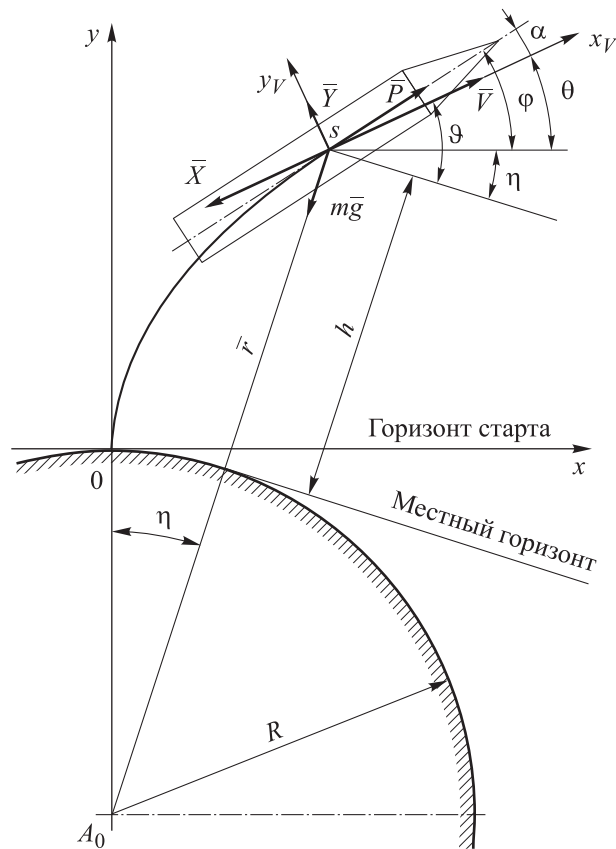


Рис. 3. Система сил, действующих на ракету на активном участке траектории

Программа изменения угла наклона траектории принимается следующей [5]:

1) вертикальный участок — на этом участке угол атаки равен нулю, а угол наклона траектории $\vartheta(t) = 90^\circ$. Этот участок заканчивается при достижении ракетой скорости $V_1 = 50$ м/с;

2) участок начального и гравитационного разворота РН по плавной параболической кривой с учетом того, что в конце работы первой ступени угол наклона траектории должен быть равен некоторому значению, которое является оптимальным для начала работы второй ступени ракеты-носителя. В расчетах был подобран максимальный угол атаки $-4,3^\circ$;

3) участок возвращения — происходят два включения двигательной установки (тормозной и посадочный импульс). После отделения в течение 60 с выполняется разворот на 180° . Между включениями также корректируется угол атаки для обеспечения посадки перпендикулярно поверхности Земли;

4) участок работы второй ступени — на всем протяжении происходит линейное увеличение угла атаки. В конце полета он составляет $10...15^\circ$.

В качестве параметров модели стандартной атмосферы используются данные, приведенные в ГОСТ 4401–81.

Моделирование ракетного полета выполнялось в программном обеспечении, ранее написанном авторами [6].

Анализ полетных параметров. В результате проведенных работ получены следующие данные: разделение ступеней происходит на 129-й секунде полета, на участке возвращения тормозной импульс срабатывает на 35 с на 360-й секунде, а посадочный — на 26 с на 410-й. Результаты расчета представлены на рис. 4–7 (пунктиром показаны графики для возвращаемого ракетного блока).

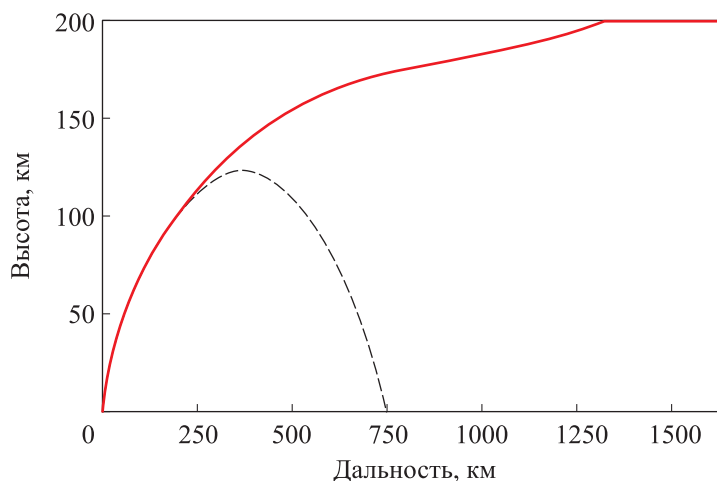


Рис. 4. Траектории движения ракеты-носителя на этапе выведения и многозарового ракетного блока после отделения ($H_{\max} = 200$ км)

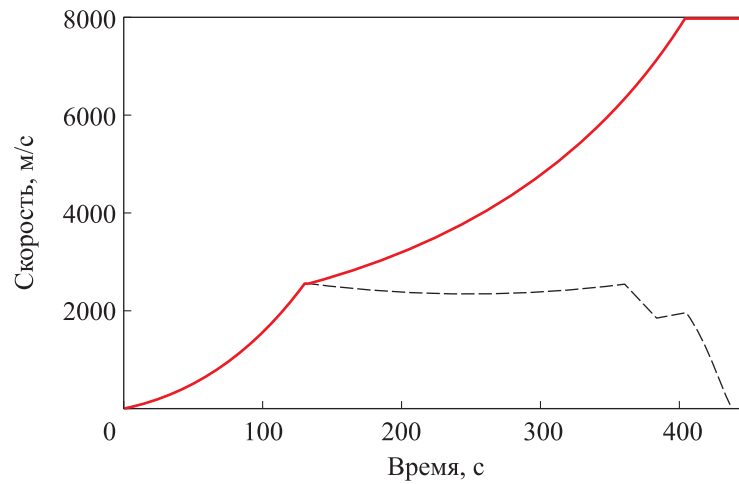


Рис. 5. Временная зависимость скорости полета ($V_{\max} = 7924 \text{ м / с}$) для ракеты-носителя на этапе выведения и многоразового ракетного блока после отделения

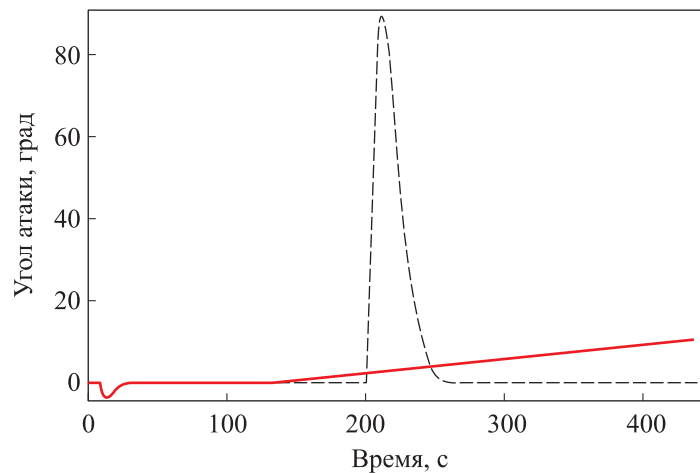


Рис. 6. Временная зависимость угла атаки ракеты-носителя на этапе выведения и многоразового ракетного блока после отделения

Изменения скорости в конце полета возвращаемого блока (см. рис. 5) обусловлены влиянием тормозного и посадочного импульсов. Резкое возрастание величины угла атаки на 200-й секунде полета возвращаемого блока (см. рис. 6) связано с разворотом блока согласно программе полета (см. рис. 2). Начальный угол наклона траектории РН и конечный угол наклона траектории возвращаемого блока составляют 90° (см. рис. 7). Полярность знаков объясняется тем, что используется скоростная система координат, вектор абсцисс которой направлен вдоль вектора скорости, а не вдоль корпуса рассматриваемого объекта.

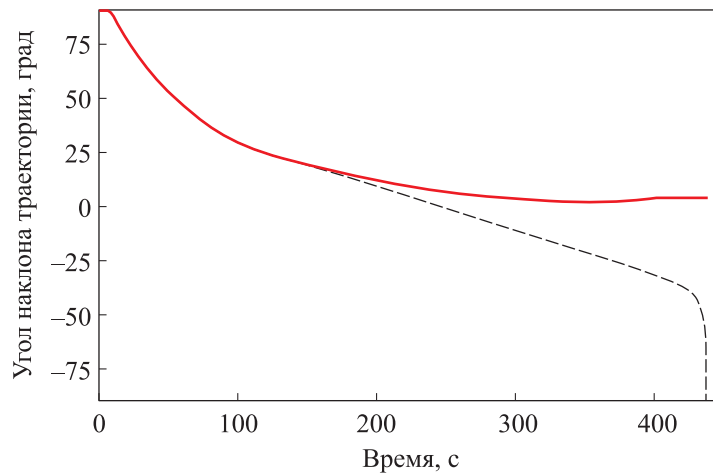


Рис. 7. Временная зависимость наклона траектории ракеты-носителя на этапе выведения и многоразового ракетного блока после отделения

Моделирование возмущенного движения. Если принять во внимание влияние атмосферы и возникающие из-за него колебания корпуса РН, возможен выход за границы допустимого района вращения.

Представление ракеты-носителя в виде жесткого тела является слишком упрощенным и не позволяет учесть ряд ее особенностей как объекта регулирования. Для исследования берутся первые пять тонов упругих колебаний. Ввиду слабого влияния на движение РН колебания более высоких порядков не учитываются. Рассматривается осесимметричный возвращаемый блок.

Уравнения возмущенного движения в канале тангажа с учетом упругости конструкции принимаются в следующем виде [7]:

$$\left\{ \begin{aligned} \ddot{\vartheta} &= -C_{\vartheta V_y} \dot{y} - C_{\vartheta \vartheta} \vartheta - C_{\vartheta \delta} \delta - (C_{\vartheta s_1} + C_{\vartheta s_1}^{q'}) s_1 - C_{\vartheta s_2} s_2 - \\ &\quad - C_{\vartheta s_3} s_3 - C_{\vartheta s_4} s_4 - C_{\vartheta s_5} s_5 + C_{\vartheta V_y} W_y; \\ \ddot{y} &= -C_{V_y \vartheta} \vartheta - C_{V_y V_y} \dot{y} - C_{V_y \delta} \delta - (C_{V_y s_1} + C_{V_y s_1}^{q'}) s_1 - C_{V_y s_2} s_2 - \\ &\quad - C_{V_y s_3} s_3 - C_{V_y s_4} s_4 - C_{V_y s_5} s_5 + C_{V_y \vartheta} W_y; \\ \ddot{s}_1 (1 + k_{\ddot{s}_1}) + \frac{1}{\pi} \omega_{s_1} \Delta_{s_1} \dot{s}_1 + \omega_{s_1}^2 s_1 &= -\omega_{s_1}^2 C_{S_1 \vartheta}^{q'} \left(\vartheta - \frac{\dot{y} - W_y}{V} \right) + C_{S_1 \delta \vartheta} \delta \vartheta; \\ \ddot{s}_2 (1 + k_{\ddot{s}_2}) + \frac{1}{\pi} \omega_{s_2} \Delta_{s_2} \dot{s}_2 + \omega_{s_2}^2 s_2 &= C_{S_2 \delta \vartheta} \delta \vartheta; \\ \ddot{s}_3 (1 + k_{\ddot{s}_3}) + \frac{1}{\pi} \omega_{s_3} \Delta_{s_3} \dot{s}_3 + \omega_{s_3}^2 s_3 &= C_{S_3 \delta \vartheta} \delta \vartheta; \end{aligned} \right.$$

$$\begin{cases} \ddot{s}_4 (1 + k_{\dot{s}_4}) + \frac{1}{\pi} \omega_{S4} \Delta_{S4} \dot{s}_4 + \omega_{S4}^4 s_4 = C_{S4\delta_9} \delta_9; \\ \ddot{s}_5 (1 + k_{\dot{s}_5}) + \frac{1}{\pi} \omega_{S5} \Delta_{S5} \dot{s}_5 + \omega_{S5}^5 s_5 = C_{S5\delta_9} \delta_9, \end{cases}$$

где $\ddot{\vartheta}$ — угловое ускорение по каналу тангажа, 1/град; δ — угол отклонения оси сопел управляющих двигателей, град; s_n — модальные обобщенные перемещения, характеризующие изгиб упругого корпуса на n -м тоне колебаний; n — номер тона колебаний ($n \in [1; 5]$) для рассматриваемых пяти первых тонов; q — скоростной напор; W_y — скорость ветра; \ddot{y} — ускорение центра масс вдоль оси OY_1 , м/с²; $k_{\dot{s}_n}$ — коэффициент гашения изгибных колебаний; ω_{S_n} — собственная частота n -го тона изгибных колебаний; Δ_{S_n} — декремент упругих колебаний (принимается равным 0,5).

Динамические коэффициенты рассчитываются следующим образом:

$$\begin{cases} C_{9y} = \frac{C_y^\alpha q S_m \bar{x}_1}{V_x I_z}; & \begin{cases} C_{y\vartheta} = -\frac{P + C_y^\alpha q S_m}{m}; \\ C_{yy} = \frac{C_y^\alpha q S_m}{V_x m}; \\ C_{y\delta} = -\frac{P_{\text{упр}}}{m}; \end{cases} \\ C_{9\vartheta} = -\frac{C_y^\alpha q S_m \bar{x}_1}{I_z}; \\ C_{9\delta} = \frac{P_{\text{упр}} \bar{x}_2}{I_z}; \\ \begin{cases} C_{9s_n} = \frac{P_{\text{упр}}}{I_y} ((\bar{x}_2 - x_{\text{PD}}) f'_n(x_{\text{PD}}) + f_n(x_{\text{PD}})); \\ C_{ys_n} = -\frac{P_{\text{упр}}}{m} f'_n(x_{\text{PD}}); \end{cases} \\ \begin{cases} C_{9s_1}^{q'} = -\frac{S_m}{I_z} q \int_0^L \frac{dC_y^\alpha}{dx} f'_1(x) (x - \bar{x}_2) dx; \\ C_{VyS_1}^{q'} = -\frac{S_m}{m} q \int_0^L \frac{dC_y^\alpha}{dx} f'_1(x) dx; \\ C_{S_1\vartheta}^{q'} = -\frac{S_m}{m_{S_1}} q \int_0^L \frac{dC_y^\alpha}{dx} f_1(x) f'_1(x) dx; \\ C_{S_n\delta_9} = \frac{P_{\text{упр}}}{I_z} f_n(x_{\text{PD}}). \end{cases} \end{cases}$$

Здесь C_y^α — производная коэффициента подъемной аэродинамической силы по углу α ; q — скоростной напор; S_m — площадь миделева сечения, м^2 ; \bar{x}_1 — расстояние от центра масс до приложения центра аэродинамического давления, м ; I_z — центральный момент инерции относительно оси OZ , $\text{кг} \cdot \text{м}^2$; $P_{\text{упр}}$ — сила тяги управляющих органов; \bar{x}_2 — расстояние от центра масс до приложения силы P_n , м ; P — полная сила тяги двигательной установки, Н ; m — масса РН, кг ; m_{S_n} — приведенная масса; $f_n(x)$ — функция формы изгибных колебаний.

Для расчетов был принят профиль ветра космодрома «Восточный» [8]. Ракета-носитель рассматривается по упрощенной модели в качестве упругого однородного стержня кольцевого сечения толщиной 4 мм (рис. 8).

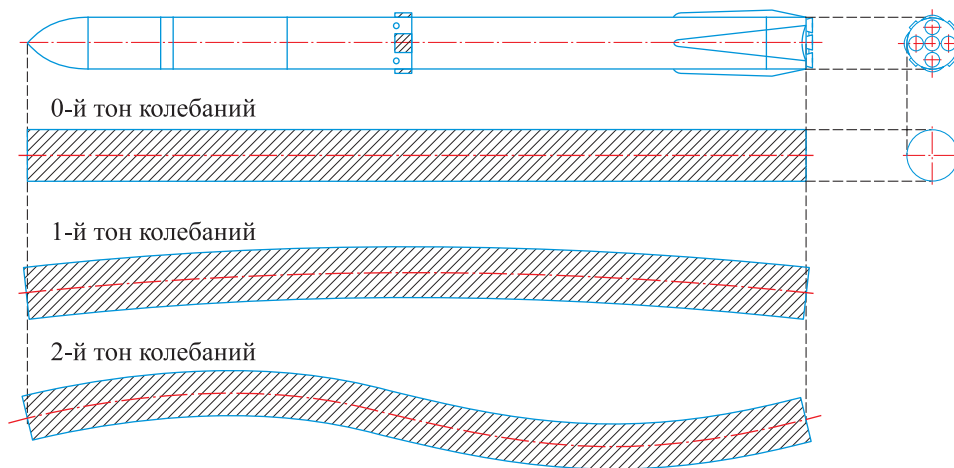


Рис. 8. Ракета-носитель как упругий кольцевой стержень

Выражения для форм и частот (табл. 1) собственных изгибных колебаний для стержня известны из [9]. Формы для пяти первых тонов изображены на рис. 1.

Согласно соотношениям Крылова, для однородного свободного стержня форма колебаний описывается следующей функцией:

$$f_n = \frac{1}{2} \left[\left(\sin \left(\frac{\lambda_n}{l} x \right) + \text{sh} \left(\frac{\lambda_n}{l} x \right) \right) \frac{\text{ch} \lambda_n - \cos \lambda_n}{\sin \lambda_n - \text{sh} \lambda_n} + \left(\cos \left(\frac{\lambda_n}{l} x \right) + \text{ch} \left(\frac{\lambda_n}{l} x \right) \right) \right],$$

где λ_n — собственные числа для каждого тона колебаний, для свободного стержня; x — координата по длине рассматриваемого объекта.

Собственные частоты упругих колебаний по времени полета

T, c	$\omega_{S_1}, 1/c^2$	$\omega_{S_2}, 1/c^2$	$\omega_{S_3}, 1/c^2$	$\omega_{S_4}, 1/c^2$	$\omega_{S_5}, 1/c^2$
411	0,45	3,40	13,07	35,72	79,71
415	0,47	3,60	13,85	37,83	84,42
420	0,51	3,89	14,95	40,84	91,15
425	0,56	4,23	16,24	44,38	99,05
430	0,61	4,63	17,78	48,59	108,44
435	0,67	5,11	19,65	53,68	119,80

Из полученных соотношений можно определить приведенную массу:

$$m_{S_n} = \int_0^L m(x) f_n^2(x) dx.$$

Частоты собственных колебаний вычисляются по формуле

$$\omega_{S_n} = \lambda_n^2 \sqrt{\frac{EI_k}{ml^4}},$$

где EI_k — жесткость конструкции.

Гашение возникающих в полете возмущений в рассматриваемой модели осуществляется с помощью поворота сопел маршевых двигателей (рис. 9). Команду на изменение угла их поворота подает система управления. Влияние пересечения векторов тяги от двигателей не учитывается.

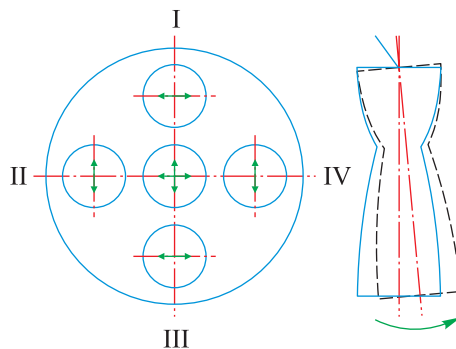


Рис. 9. Схема поворота камер двигательной установки в плоскости тангажа (I–III) и рысканья (II–IV)

В качестве системы управления (СУ) используются пропорционально-интегрально-дифференциальный (ПИД) регулятор и система гашения избыточных изгибных колебаний по датчику углового ускорения.

Пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор — устройство в управляющем контуре с обратной связью, он используется в системах автоматического управления для формирования управляющего сигнала с целью получения необходимых точности и качества переходного процесса. ПИД-регулятор формирует управляющий сигнал, являющийся суммой трех слагаемых, первое из которых пропорционально разности входного сигнала и сигнала обратной связи (сигнал рассогласования), второе — интегралу сигнала рассогласования, третье — производной сигнала рассогласования.

Управляющее воздействие от сигнала ПИД можно представить в виде выражения [10]

$$u_i = K_P E_i + K_D \frac{E_i - E_{i-1}}{\Delta t} + K_I \sum E \Delta t,$$

где u_i — управляющий сигнал; K_P — коэффициент пропорциональной составляющей; E_i — входящий сигнал в момент времени t_i ; K_D — коэффициент дифференциальной составляющей; K_I — коэффициент интегральной составляющей.

Были подобраны оптимальные коэффициенты СУ (табл. 2). В результате вмешательства системы управления удалось избежать избыточных отклонений от номинальной траектории.

Таблица 2

Коэффициенты системы управления на различных участках полета

Участок полета ракеты-носителя	Коэффициент СУ							
	K_P	K_I	K_D	$k_{\ddot{s}_1}$	$k_{\ddot{s}_2}$	$k_{\ddot{s}_3}$	$k_{\ddot{s}_4}$	$k_{\ddot{s}_5}$
Участок выведения	0,1	0,01	0,08	0	0	1,5	5,5	13
Участок посадки	0,1	0,01	0,04	0	0	1,5	5,5	13

Анализ динамических параметров. В ходе моделирования возмущенного движения было установлено, что отклонения по скорости близки к 95 м/с (рис. 10), а отклонения по углу тангажа — к 4° (рис. 11). Как видно из графиков, на участке посадки район приземления может быть существенно изменен в результате отклонений, однако система управления возвращает эти значения к показателям, близким к нулю.

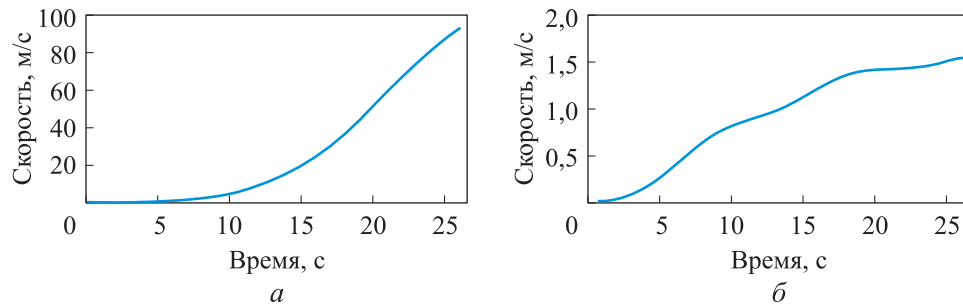


Рис. 10. Отклонение по скорости на участке посадки без управления (а) и с управлением (б)

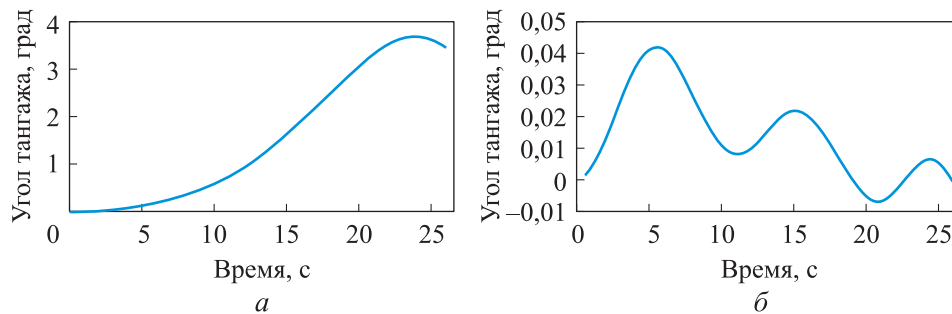


Рис. 11. Отклонение по углу тангажа на участке посадки без управления (а) и с управлением (б)

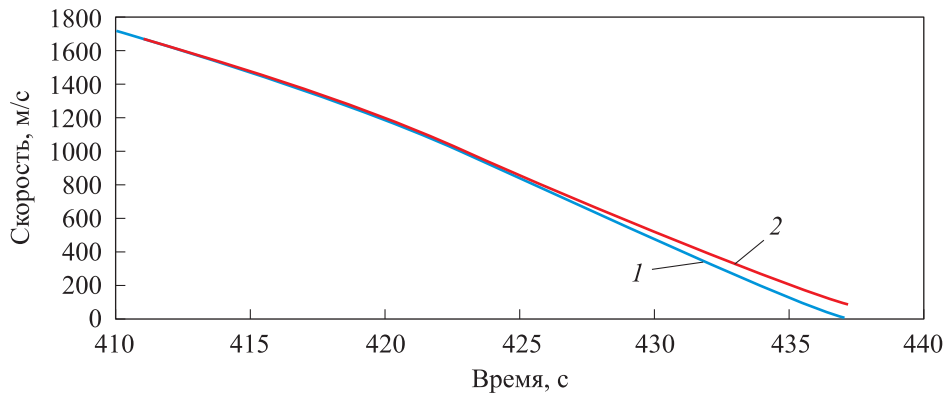


Рис. 12. Временная зависимость абсолютных значений номинальной и возмущенной скоростей полета многоразового ракетного блока

Общее отклонение по скорости, равное 95 м/с, означает, что РБ под действием возмущений достигнет поверхности Земли на скорости 342 км/ч, а это приведет к его разрушению. На рис. 12 показано отклонение по скорости в абсолютных значениях.

Отклонение по высоте составило 700 м (рис. 13). На рис. 14 видно, как возвращаемый блок уходит со временем от зоны приземления, но с помощью СУ удастся снизить отклонение до 24 м, что входит в допустимый диапазон.

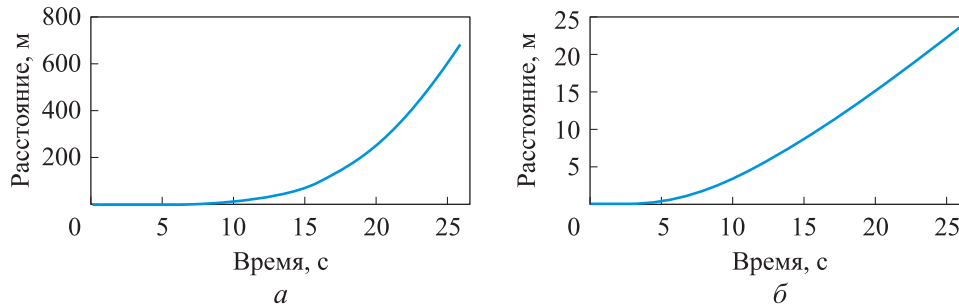


Рис. 13. Отклонение по высоте на участке посадки без управления (а) и с управлением (б)

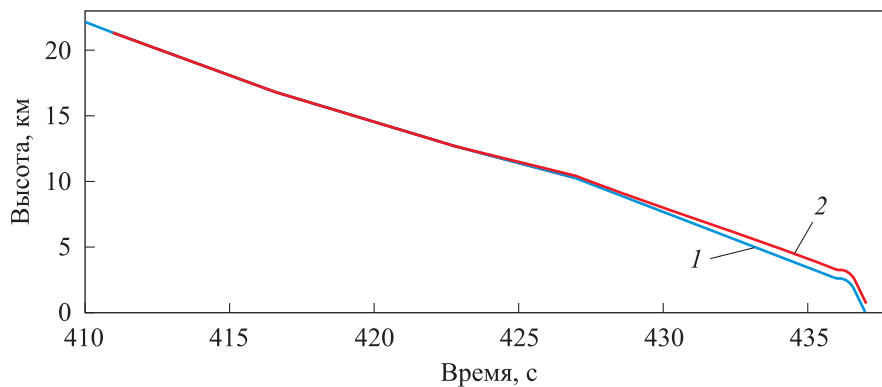


Рис. 14. Временная зависимость абсолютных значений номинальной (1) и возмущенной (2) высоты полета многоцветного ракетного блока

Угол атаки на участке посадки можно определить (рис. 15) согласно выражению

$$\alpha = \vartheta - (\vartheta_y - w_y) / V,$$

где ϑ — отклонение угла тангажа; ϑ_y — отклонение нормальной скорости центра масс; w_y — нормальная составляющая скорости ветра; V — невозмущенная скорость РН вдоль траектории.

Значение отклонения угла атаки достигает 20° для случая неуправляемого возмущенного движения, что больше 5° — критической величины на атмосферном участке, при достижении которой начинается разрушение конструкции, однако система делает ее вновь близкой к нулю.

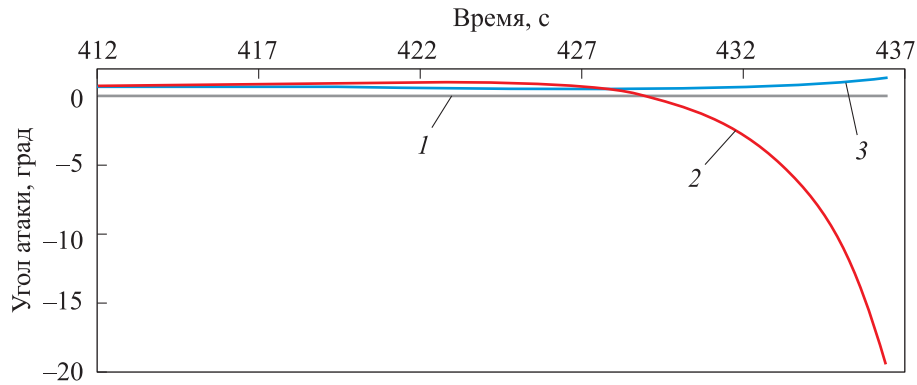


Рис. 15. Временная зависимость номинального (1), возмущенного (2) и управляемого (3) углов атаки для многоразового ракетного блока после отделения

Для оценки влияния возмущающих факторов на результаты полета необходимо оценить отклонения по расстоянию для случаев различных коэффициентов ПИД-регулятора и системы гашения избыточных изгибных колебаний по датчику углового ускорения. Области возвращения (отклонения изображены в масштабе) показаны в табл. 3 и на рис. 16 из предположения о равенстве отклонений по тангажу и рысканию ввиду осесимметричности возвращаемого блока.

Таблица 3

Результаты моделирования посадки ракетного блока

Параметр	Номер опыта							
	I		II		III		IV	
K_P	0	0,10	0	0,10	0	0,10	0	0,10
K_I	0	0,01	0	0,01	0	0,01	0	0,01
K_D	0	0,04	0	0,04	0	0,04	0	0,04
$k_{\ddot{s}_1}$	0	0	0	0	0	0	0	0
$k_{\ddot{s}_2}$	0	0	0	0	0	0	0	0
$k_{\ddot{s}_3}$	0	0	0	0	0	0	1,5	1,5
$k_{\ddot{s}_4}$	0	0	0	0	5,5	5,5	5,5	5,5
$k_{\ddot{s}_5}$	0	0	13	13	13	13	13	13
H , км	16,4		15,0		7,0		0	
L , км	728,2	728,2	730	730	741,3	741,3	747,1	747,1
$\pm \Delta y$, км	1	0,1	0,025	0,020	0,035	0,025	0,4	0,024
T , с	4,8		5,8		22,0		26,0	
Результат	χ	χ	χ	χ	χ	χ	\sqrt	\sqrt

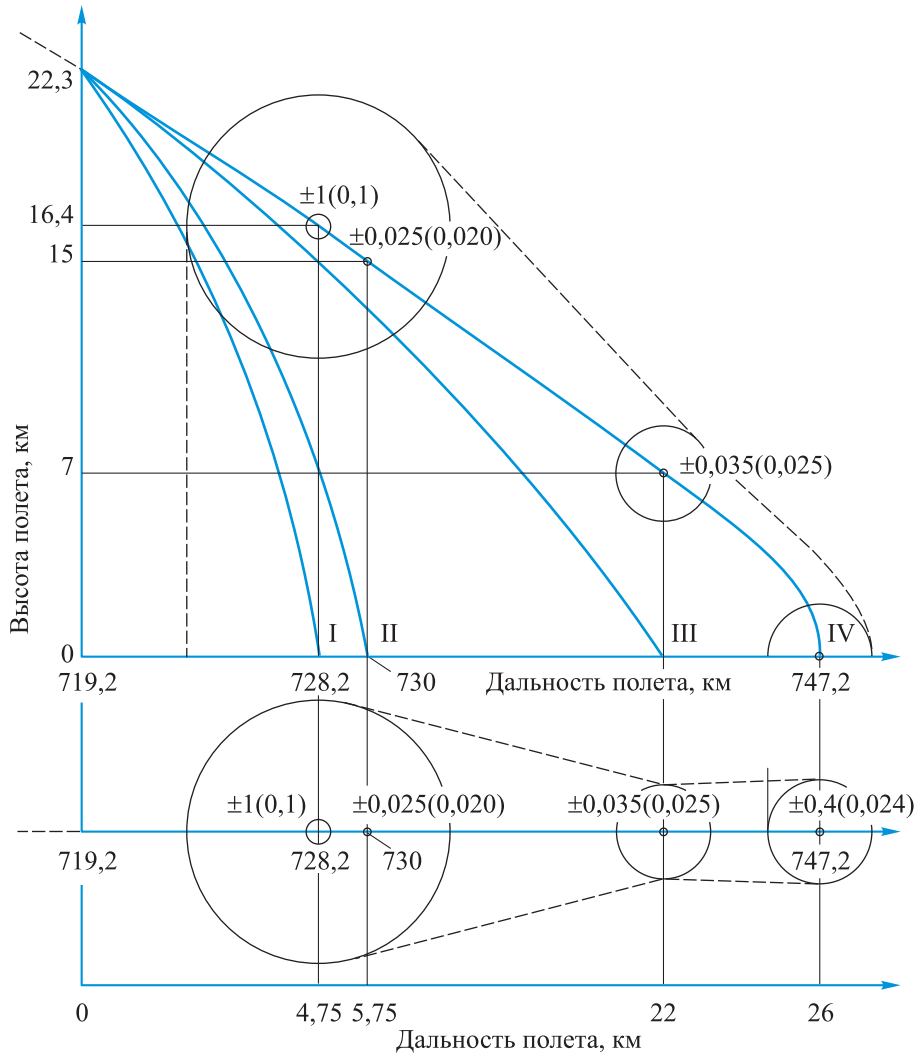


Рис. 16. Район посадки с вариантами управления

Отклонения представлены в виде шара вариаций радиусом Δu . Каждый радиус соответствует отклонению от номинальной траектории, возникающему под влиянием учитываемых возмущающих факторов. В случае I можно увидеть полное влияние как ветрового нагружения, так и поперечных колебаний, в случае IV — полное гашение колебаний, что позволяет наглядно показать влияние только ветрового нагружения.

Моделирование завершалось либо повреждением конструкции (χ) в результате высоких значений угла атаки ($> 5^\circ$), либо посадкой ракетного блока ($\sqrt{\quad}$).

Если не вводить коррекцию колебаний, то процессы повреждения конструкции могут наступить за 21,2 с до момента запланированной посадки, и полет может завершиться падением частей РБ с высоты 16,4 км. Согласно расчетам, колебания могут критически повлиять на полет ракетного блока на расстоянии 28 км от участка предполагаемой посадки, возможны повреждение конструкции и падение элементов блока в радиусе до 1 км.

При условии, что ракета-носитель, начиная полет на космодроме «Восточный», движется с наклоном орбиты 98° (типично для выбранного космодрома), посадка произойдет в Республике Саха (Якутия) в отдалении от села Большой Хатыми. Оптимизация географического района посадки с целью обеспечения безопасности природы и человека может стать предметом дальнейших исследований.

Масштаб районов возвращения и падения, который может остаться неучтенным при достижении закритической величины угла атаки, если не брать во внимание ветровое нагружение и упругость конструкции, наглядно показан на рис. 17.

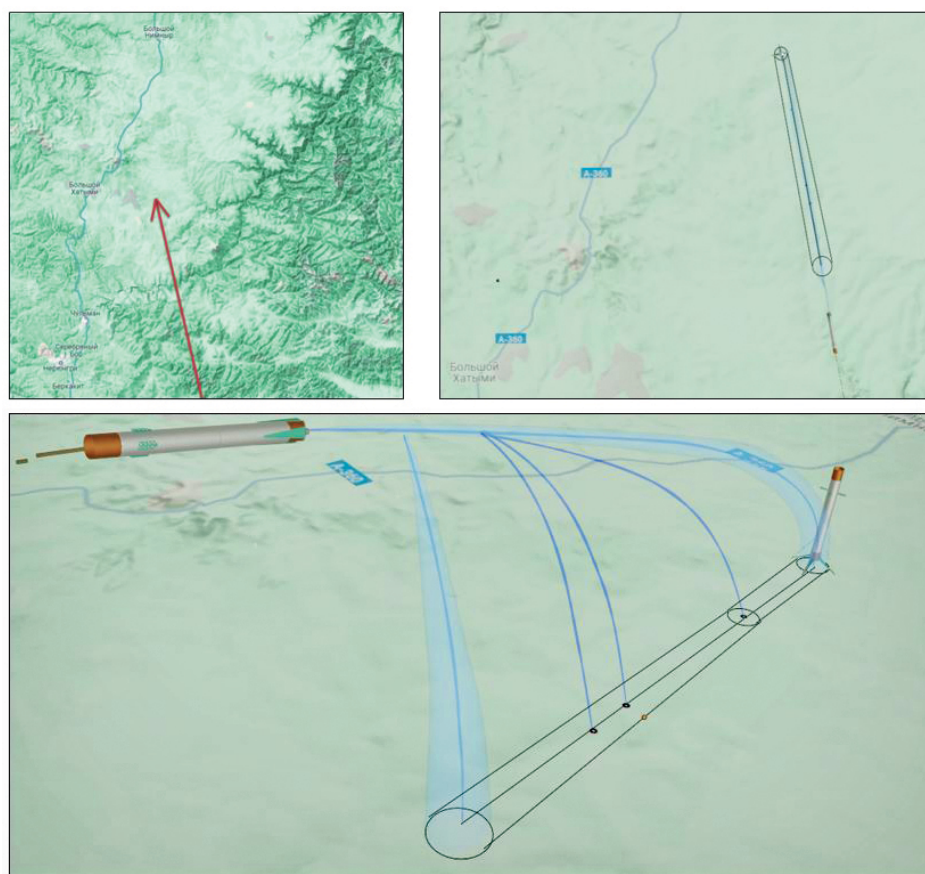


Рис. 17. Результаты моделирования посадки ракетного блока

Заключение. В ходе расчетов, исходными данными которых были массовые, центровочные, инерционные и баллистические характеристики, получены величины отклонений по поперечному перемещению, абсолютной скорости, углу тангажа и углу атаки многоразового упругого ракетного блока.

Отклонения были получены благодаря учету ветрового нагружения, а также вызываемых им упругих поперечных колебаний корпуса блока. При моделировании движения с учетом этих возмущающих факторов выяснилось, что подобные факторы могут вызвать разрушение конструкции под действием воздушных масс, в результате сильного удара о землю, а также ухода ракеты-носителя за пределы гарантированного района возвращения. Провести эффективную коррекцию отклоняемых величин позволяет правильно настроенная система управления. В работе в качестве примера такой системы используется сочетание ПИД-регулятора и системы гашения избыточных изгибных колебаний по датчику углового ускорения. В результате итеративного подбора коэффициентов управления были получены районы аварийного и номинального возвращения по динамической схеме многоразового упругого ракетного блока.

Таким образом, задачи исследования были выполнены в полном объеме.

Представленный в данной работе алгоритм позволяет учесть возникающие в ходе посадки спасаемых ракетных частей риски, а также воссоздать надежную систему управления. Данный подход может быть применен для любых упругих возвращаемых систем или отдельных модулей. Полученные результаты будут полезны инженерам, которые занимаются вопросами баллистического обеспечения ракет-носителей, а также студентам, обучающимся по направлениям аэрокосмического профиля.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Lee H.J., Woosung Ch., Sang W.K., Yeol L. Aerodynamic characteristics of the grid fins on SpaceX Falcon 9. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2020, vol. 48, pp. 745–752.
- [2] *Falcon 9 Launch Vehicle. Payload User's Guide*. 2015. URL: <https://spacex.com/pl/files/2017-10/falcon-9-users-guide-rev2.0.pdf?4f8d2248dc> (дата обращения: 20.11.2023).
- [3] Wojun Zh. High-precision adaptive predictive entry guidance for vertical rocket landing. *Journal of Spacecraft and Rockets*, November–December 2019, vol. 56, no. 6. <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.A34450>
- [4] Morgado F.M.P., Marta A.C., Gil P.J.S. Multistage rocket preliminary design and trajectory optimization using a multidisciplinary approach. *Struct Multidisc Optim.*, 2022, vol. 65, p. 192. <https://doi.org/10.1007/s00158-022-03285-y>
- [5] Самохин С.В., Воряпаева Т.П., Давыдов И.Е. Исследование схем возвращения управляемого блока первой ступени ракеты-носителя в зонах максимального скоростного напора. *Управление движением и навигация*

- летательных аппаратов: сб. тр. XXV Всерос. семинара по упр. движением и навигации летат. аппаратов (Самара, 15–17 июня 2022 г.). Самара, Изд-во Самар. ун-та, 2022, с. 37–39.
- [6] Сметана В.В., Давыдов И.Е. Исследование динамических характеристик тяжелой ракеты-носителя. *Управление движением и навигация летательных аппаратов: сб. тр. XXV Всерос. семинара по упр. движением и навигации летат. аппаратов (Самара, 15–17 июня 2022 г.)*. Самара, Изд-во Самар. ун-та, 2022, с. 40–48.
- [7] Ge Zhi., Li Ya., Ma Sh. Attitude stabilization of rocket elastic vibration based on robust observer. *Aerospace*, 2022, vol. 9, p. 765. <https://doi.org/10.3390/aerospace9120765>
- [8] Золотухина О.И., Горбатенко В.П., Вареник П.А. Характеристики ветра, ограничивающего «Байконур» и «Восточный». *Труды ГГО*, 2015, № 578, с. 174–191.
- [9] Нестеренко М.Ю., Нестеренко А.М., Бухвалова А.В. Расчет жесткости балочной многомассовой системы по частотам собственных колебаний. *БОИЦ УрО РАН*, 2018, № 4. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/raschyot-zhyostkosti-balochnoy-mnogomassovoy-sistemy-po-chastotam-sobstvennyh-kolebaniy> (дата обращения: 07.06.2024).
- [10] Поляк Б.Т., Хлебников М.В. Новые критерии настройки ПИД-регуляторов. *Автомат. и телемех.*, 2022, № 11, с. 62–82. [*Autom. Remote Control*, 83:11 (2022), 1724–1741].

Статья поступила в редакцию 09.07.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Сметана В.В., Давыдов И.Е., Лазарев А.А. Исследование динамики возмущенного движения многоразового упругого блока ракеты-носителя на участке посадки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 9. EDN KBGOOW

Сметана Владимир Владимирович — аспирант, старший лаборант учебной лаборатории моделирования систем управления, Самарский университет. Область научных интересов: динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. e-mail: smetanavladimir7@gmail.com

Давыдов Игорь Евгеньевич — канд. техн. наук, доцент кафедры динамики полета и систем управления, Самарский университет. Область научных интересов: динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. e-mail: davydovie@mail.ru

Лазарев Артем Андреевич — аспирант, Самарский университет. Область научных интересов: динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. e-mail: Ar5em@rambler.ru

Perturbed motion dynamics of the launch vehicle reusable elastic unit in the landing phase

© V.V. Smetana, I.E. Davydov, A.A. Lazarev

Samara National Research University named after academician S.P. Korolev
(Samara University), Samara, 443086, Russian Federation

Conducted study of the disturbed motion dynamics of the launch vehicle reusable elastic unit determines the nominal trajectory parameters, and assesses the disturbed motion dynamics of the reusable rocket elastic unit. The paper considers the influence of a number of factors, including the structure wind loading and elasticity. Eigen modes and frequencies of the elastic transverse bending vibration over the flight time are identified. Deviations from the nominal trajectory, as well as deviations in speed and altitude when moving to the target return area, are computed. Alteration in the elastic unit attack angle under the disturbances influence is studied. The paper substantiates introduction of a proportional integral differential regulator as the control system and its ability to ensure the launch vehicle position in its nominal trajectory. Effectiveness of this approach in solving problems of stabilizing and controlling the launch vehicle reusable elastic unit is proven.

Keywords: *disturbed motion, structural elasticity, lateral vibrations, proportional integral differential controller, motion simulation, launch vehicle reusable elastic unit, launch vehicle, flight dynamics*

REFERENCES

- [1] Lee Hyeong Jin, Woosung Cho, Sang Wook Ko, Yeol Lee. Aerodynamic characteristics of the grid fins on SpaceX Falcon 9. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2020, vol. 48, pp. 745–752.
- [2] Falcon 9 launch vehicle. Payload User's Guide. 2015. Available at: <https://spacex.com/pl/files/2017-10/falcon-9-users-guide-rev2.0.pdf?4f8d2248dc> (accessed November 20, 2023).
- [3] Bojun Zhang. High-precision adaptive predictive entry guidance for vertical rocket landing. *Journal of Spacecraft and Rockets*, November–December 2019, vol. 56, no. 6. <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.A34450>
- [4] Morgado F.M.P., Marta A.C., Gil P.J.S. Multistage rocket preliminary design and trajectory optimization using a multidisciplinary approach. *Struct Multidisc Optim.*, 2022, vol. 65, p. 192. <https://doi.org/10.1007/s00158-022-03285-y>
- [5] Samokhin S.V., Vorypaeva T.P., Davydov I.E. Issledovanie skhem vozvrashcheniya upravlyaemogo bloka pervoy stupeni rakety-nositelya v zonakh maksimalnogo skorostnogo napora [Study of the return schemes of the first stage controlled block of the launch vehicle in the zones of maximum dynamic pressure]. In: *Upravlenie dvizheniem i navigatsiya letatelnykh apparatov: sb. tr. XXV Vseros, seminara po upr. dvizheniem i navigatsii letat. apparatov (Samara, 15–17 iyuniya 2022 g.)* [Motion control and navigation of the flying vehicles: Coll. proc. of the XXV All-Russian seminar on motion control and navigation of the flying vehicles (Samara, June 15–17, 2022)]. Samara, Samara University Publ., 2022, pp. 37–39.
- [6] Smetana V.V., Davydov I.E. Issledovanie dinamicheskikh kharakteristik tyazheloy rakety-nositelya [Study of dynamic characteristics of a heavy launch vehicle]. In: *Upravlenie dvizheniem i navigatsiya letatelnykh apparatov: sb. tr.*

- XXV Vseros, seminara po upr. dvizheniem i navigatsii letat. apparatov (Samara, 15–17 iyuniya 2022 g.)* [Motion control and navigation of the flying vehicles: Coll. proc. of the XXV All-Russian seminar on motion control and navigation of the flying vehicles (Samara, June 15–17, 2022)]. Samara, Samara University Publ., 2022, pp. 40–48.
- [7] Ge Zhilei, Li Yanling, Ma Shaoxiong. Attitude stabilization of rocket elastic vibration based on robust observer. *Aerospace*, 2022, vol. 9, p. 765. <https://doi.org/10.3390/aerospace9120765>
- [8] Zolotukhina O.I., Gorbatenko V.P., Varenik P.A. Kharakteristiki vetra, ograni-chivayushchie “Baykonur” i “Vostocnyi” [Characteristics of the wind limiting Baikonur and Vostochny]. *Trudy GTO — Proceedings of the Main Geophysical Observatory*, 2015, no. 578, pp. 174–191.
- [9] Nesterenko M.Yu., Nesterenko A.M., Bukhvalova A.V. Raschet zhestkosti balochnoy mnogomassovoy sistemy po chastotam sobstvennykh kolebaniy [Calculation stiffness of multimass beam system over natural oscillations frequencies]. *BONTs UrO RAN*, 2018, no. 4. Available at: <https://cyberleninka.ru/article/n/raschyot-zhyostkosti-balochnoy-mnogomassovoy-sistemy-po-chastotam-sobstvennyh-kolebaniy> (accessed June 07, 2024).
- [10] Polyak B.T., Khlebnikov M.V. Novye kriterii nastroyki PID-regulyatorov [New criteria in tuning the PID controllers]. *Avtomat. i telemekh. — Autom. Remote Control*, 83:11 (2022), 1724–1741.

Smetana V.V., Postgraduate, Senior Laboratory Assistant, Educational Laboratory of Control Systems Simulation, Samara University. Scientific interests: aerial vehicles dynamics, ballistics and flight control. e-mail: smetanavladimir7@gmail.com

Davydov I.E., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Flight Dynamics and Control Systems, Samara University. Scientific interests: aerial vehicles dynamics, ballistics and flight control. e-mail: davydovie@mail.ru

Lazarev A.A., Postgraduate, Samara University. Scientific interests: aerial vehicles dynamics, ballistics and flight control. e-mail: Ar5em@rambler.ru