МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И ЧИСЛЕННЫЕ МЕТОДЫ

УДК 629.7.017.2 : 629.7.026.1

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ КОМПОНОВКИ МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

© 2023 Т.П. Ворыпаева^{1,2*}, А.А. Лазарев^{1,2**}, И.Е. Давыдов², С.А. Ишков² ¹ АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», Самара, 443009, Россия ² Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, Самара, 443086, Россия *e-mail: tanya.vorypaeva.97@mail.ru ** e-mail: ar5em@rambler.ru Поступила в редакцию: 27.02.2023 После доработки: 06.03.2023 Принята к публикации: 14.03.2022

В работе исследуется влияние компоновки рулевых органов ракеты космического назначения (РКН), на наиболее критичном участке полета I ступени, на эффективность системы управления. В качестве рулевых органов рассматриваются маршевые поворотные двигатели с изменяющимся вектором тяги. В настоящие время в России приложены значительные усилия по созданию многоразовых РКН, которые позволят снизить затраты на производство, а также повторное использование I ступени позволит уменьшить зону посадки, что положительно скажется на экологии окружающих зону районов. При разработке перспективной многоразовой ракеты космического назначения анализ влияния количества двигателей и варианта их компоновок на устойчивость и управляемость позволит прогнозировать целесообразность выбора схемы расположения данных двигателей, на этапе эскизного проектирования. Анализ проводился в каналах тангажа и рыскания, при использовании уравнения возмущенного движения РКН. Проведенный расчет зависимости управляющего и возмущающего момента от времени полета, а также загрузки органов управления позволил исключить неприемлемые схемы и выбрать наиболее перспективные и эффективные варианты расположения маршевых двигателей РКН. На ранних этапах создания многоразовых РКН полученный результат станет необходимым инструментом для решения задач по обеспечению управляемости на стадии предварительного проектирования, и оценки степени унификации маршевых двигателей возвращаемых блоков I и II ступени.

Ключевые слова: ракета космического назначения, аэродинамическая неустойчивость, оценка управляемости, стабилизация движения, зона максимального скоростного напора, возмущение, система управления.

DOI: 10.26583/vestnik.2023.250

ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение устойчивости и управляемости на активном участке полета ракеты космического назначения с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) является одной из сложных научнотехнических задач в ракетно-космической технике. Данная перспективная задача решается на этапе эскизного проектирования и подтверждается математическим моделированием на специализированных стендах разработчика системы управления, включая этап летных испытаний. В реальном полете на РКН всегда действуют силы и моменты, обусловленные различными возмущающими факторами. При составлении математической модели полета РКН и ее исследовании невозможно учесть все возмущающие факторы.

На атмосферном участке полета все РКН являются аэродинамически неустойчивыми [1]. Атмосфера является одним из основных источников возмущений. Отклонение параметров атмосферы от стандартных значений приводит к появлению возмущающих аэродинамических сил и моментов и, как следствие, к отклонению

тяги от номинальной величины. Кроме них всегда действуют возмущающие силы и моменты, возникающие в результате различных ошибок в отклонении органов управления (шумы, погрешности в работе аппаратуры и отклонение параметров аппаратуры от их номинальных значений, а также производственные погрешности при изготовлении и сборке элементов и агрегатов и разбросов характеристик топлива) [2].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

При создании современных РКН одними из важнейших критериев являются возвращение ступени в заданную область (зону посадки), для снижения стоимости обслуживающих работ и уменьшения негативного влияния на окружающую среду в районе посадки ступени, а также снижение стоимости пусковых услуг для выведения полезных грузов, что напрямую связано с проектированием и производством. Одним из вариантов снижения стоимости пусковых услуг – разработка РКН многоразового использования с возвращаемыми блоками – блоком первой ступени и, в перспективе, блоком второй ступени. Ещё одним вариантом может быть унификация таких крупных и сложные узлов для использования их на первой и второй ступени, как ЖРД, обечайки топливных баков и т.д. Также возможно объединение нескольких узлов в один, например вместо установки основного маршевого двигателя и отдельного рулевого двигателя возможно применение управляемого маршевого двигателя.

На современных ракетах управление и стабилизация углового положения I ступени РКН, во время полета, осуществляется созданием управляющих моментов с помощью поворота маршевых двигателей.

Современными тенденциями в ракетнокосмической технике продиктована необходимость разработки многоразовых РКН. В России ведется разработка многоразовой РКН, носителя следующего поколения с двигателем на сжиженном природном газе, и на этапе проектирования рассматриваются различные варианты компоновок маршевых двигателей (возможные варианты представлены на рис. 1) для обеспечения эффективного управления.



Рис. 1. Расчетные случаи расположения маршевых двигателей и направление отклонения камер сгорания (в тангенциальном и радиальном направлении)

Исходя из вышесказанного, работа посвящена анализу влияния количества двигателей при применении различных вариантов компоновок маршевых двигателей на эффективность управления для обеспечения устойчивости и управляемости РКН.

Цель настоящей работы – анализ влияния компоновки поворотных маршевых двигателей и их суммарной эффективности на устойчивость РКН, и на базе полученных алгоритмов разработана программа для оценки устойчивости и управляемости РКН для анализа различных расчетных случаев, когда силовая установка состоит из 5, 7 и 9 двигателей (принято, что увеличение числа двигателей ведет к уменьшению тяги отдельно взятого двигателя, при сохранении суммарной тяги всей двигательной установки (ДУ)).

ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

Объектом исследования является РКН тандемной схемы среднего класса. На рис. 1 представлены расчетные случаи, когда силовая установка РКН состоит из 5, 7 и 9 маршевых двигателей, а также их расположение относительно плоскости стабилизации и направление отклонения камер сгорания.



Рис. 2. Зависимость скоростного напора от времени на участке полета I ступени

Управление центральным двигателем на активном участке полета I ступени в данной задаче не рассматривается, принято допущение что он используется для управления на этапе посадки блока.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЯ

Оценка управляемости движения РКН на активном участке полета проводилась с учётом следующих особенностей:

• статической аэродинамической неустойчивости РКН на участке полета I ступени;

• без учета влияния упругих свойств корпуса и подвижности жидкого наполнения баков РН на устойчивость движения РКН;

• для вариантов с 5 и 9 двигателями наличием двух плоскостей симметрии РКН, что ведёт к идентичности динамических характеристик в каналах тангажа и рыскания, вариант с 7 двигателями несимметричен, в связи с чем динамические характеристики в каналах тангажа и рыскания рассматриваются независимо друг от друга.

Наиболее критичным участком на I ступени полета РКН, с точки зрения обеспечения управляемости, является зона максимального скоростного напора, в которой РКН подвержена воздействию наибольших возмущающих моментов. На рис. 2 представлена зависимость скоростного напора (q) от времени на участке полета I ступени (t). В данной работе исследуем интервал времени [50 с; 80 с], в котором наблюдается зона максимального скоростного напора.

Камеры сгорания маршевых двигателей, схемы 5.1, 5.2, 7.1, 7.2, 9.1, 9.2, создают управляющие воздействия посредством качания только в тангенциальной плоскости. Камеры маршевых двигателей, схемы 5.3, 5.4, 7.3, 7.4,

9.3, 9.4, создают управляющие воздействия посредством качания только в радиальной плоскости. Ось рыскания *OY* направлена из полуплоскости I в полуплоскость III. Ось тангажа *OZ* направлена из полуплоскости II в полуплоскость IV.

Исходными уравнениями для решения задачи устойчивости и управляемости РКН служат уравнения возмущённого движения [3]. Линеаризованное уравнение возмущенного движения РКН, рассматриваемое как абсолютно жесткое тело, в плоскостях тангажа (ϑ) и рыскания (ψ) на участке полета I ступени РКН имеет следующий вид:

$$\ddot{\vartheta} + C_{\vartheta\vartheta} \cdot \vartheta + C_{\vartheta V_{y}} \cdot V_{y} + C_{\vartheta\delta} \cdot \delta = M_{\mathsf{B}\vartheta}, \qquad (1)$$

$$\dot{V}_{y} + C_{V_{y}\vartheta} \cdot \vartheta + C_{V_{y}V_{y}} \cdot V_{y} + C_{V_{y}\delta} \cdot \delta = F_{\scriptscriptstyle B\vartheta}, \quad (2)$$

$$\ddot{\psi} + C_{\psi\psi} \cdot \psi + C_{\psi V_z} \cdot V_z + C_{\psi\delta} \cdot \delta = M_{\scriptscriptstyle B\psi}, \quad (3)$$

$$\dot{V}_{z} + C_{V_{z}\psi} \cdot \psi + C_{V_{z}V_{z}} \cdot V_{z} + C_{V_{z}\delta} \cdot \delta = F_{\mathrm{B}\psi}, \quad (4)$$

где V_y , V_z — проекция вектора скорости центра масс РКН на подвижные оси; δ — угол поворота органа управления; $M_{\rm B\theta}$, $M_{\rm B\psi}$ — возмущающие угловые ускорения; $F_{\rm B\theta}$, $F_{\rm B\psi}$ — возмущающие линейные ускорения; $C_{\theta\theta}$, $C_{\theta V_y}$, $C_{\theta\delta}$, $C_{V_y\theta}$, $C_{V_yV_y}$, $C_{V_y\delta}$, $C_{\psi\psi}$, $C_{\psi V_z}$, $C_{\psi\delta}$, $C_{V_z\psi}$, $C_{V_zV_z}$, $C_{V_z\delta}$ коэффициенты уравнений возмущенного движения.

Для оценки степени аэродинамической неустойчивости используются коэффициенты $C_{\vartheta\vartheta}$ и $C_{\psi\psi}$ в каналах тангажа и рыскания, соответственно. Чем больше расстояние между центром масс и центром давления, тем выше степень неустойчивости. Значения коэффициентов вычисляются по формулам:

$$C_{\vartheta\vartheta} = \frac{C_{yn}^{\alpha} \cdot q \cdot S_{M}(C_{M} - C_{d}) \cdot L}{I_{zz}}, \qquad (5)$$

$$C_{\vartheta\vartheta} = C_{\psi\psi}, \qquad (6)$$

где C_{yn}^{α} — производная по углу атаки от коэффициента нормальной силы; $S_{\rm M}$ — площадь миделя; $C_{\rm M}$ — относительное положение центра масс на корпус РКН (отсчитывается от нижнего среза корпуса); C_d — относительное положение центра давления на корпус РКН (отсчитывается от нижнего среза корпуса); L — длина РКМ; I_{zz} — главный центральный момент инерции РКН.

Эффективность отдельных управляющих органов характеризуется следующим уравнением

$$C_{\vartheta\delta} = \frac{P_{\mathrm{ymp}} \cdot (C_{\mathrm{M}} \cdot L - l_{c})}{I_{zz}}, \qquad (7)$$

$$C_{\vartheta\delta} = C_{\psi\delta},\tag{8}$$

где $P_{\rm ynp}$ — тяга управляющего двигателя, работающего в данном канале; l_c — расстояние от среза корпуса до места приложения управляющей силы.

Устойчивость движения РКН зависит от суммарной эффективности управляющих органов в заданной плоскости стабилизации

$$C_{\vartheta\delta\Sigma} = n \cdot \frac{P_{\rm ynp} \cdot l}{I_{zz}},\tag{9}$$

где l — плечо управляющих сил рулевых органов (двигателей); n — количество двигателей участвующих в управлении, работающих в данном канале.

Суммарная эффективность управляющих органов определяется индивидуально для каждого расчетного случая.

Для решения задачи обеспечения управляемости рассматриваются следующие формулы для определения управляющих сил и моментов в плоскости тангажа и рыскания:

$$Y_{\vartheta} = P \cdot \sin \delta, \tag{10}$$

$$M_{\vartheta} = -P \cdot \sin \delta \cdot l, \qquad (11)$$

$$Z_{\Psi} = P \cdot \sin \delta = P \cdot \delta, \qquad (12)$$

$$M_{\psi} = P \cdot \sin \delta \cdot l, \tag{13}$$

где *P* – тяга двигателей, которые используются для управления; *l* – плечо управляющей силы относительно центра масс РКН.

При этом должен быть обеспечен запас управляющей силы для незапрограммированных внешних воздействий.

Возмущающий момент в каналах управления находим по следующим формулам:

$$M_{\text{возм }\vartheta} = C_{\vartheta\vartheta} \cdot I_{zz} \cdot \alpha , \qquad (14)$$

$$M_{\text{возм}\,\psi} = C_{\psi\psi} \cdot I_{yy} \cdot \alpha \,, \qquad (15)$$

где α – угол атаки.

Так как сигнал управления обычно «засорен» шумами, то на полезное отклонение органов управления накладываются случайные отклонения. Таким образом, эффективность органов должна быть такой, чтобы система управления могла парировать все возмущения и вести РКН по номинальной траектории (где под номинальной траекторией подразумевается траектория движения РКН, полученная расчетным путем), а система стабилизации могла обеспечить устойчивость движения РКН относительно центра масс и стабилизацию центра масс относительно заданной траектории [2]. Загрузка органов управления принимается с учетом возможных случайных отклонений параметров РКН, аппаратуры управления и атмосферы путём введения запаса в 30 % (запас на технологические возмущения – возмущения, возникающие в результате различных ошибок в отклонении органов управления) и сравнивается с максимально возможным отклонением

$$1,3 \cdot \delta_{\Sigma} \le \delta_{\max}, \tag{16}$$

для канала тангажа

$$\sin \delta_{\Sigma} = \frac{M_{\text{возм } \theta}}{C_{\theta \delta_{\Sigma}} \cdot I_{zz}}, \qquad (17)$$

для канала рыскания

$$\sin \delta_{\Sigma} = \frac{M_{\text{возм}\,\psi}}{C_{\psi\delta_{\Sigma}} \cdot I_{yy}},\qquad(18)$$

где δ_{max} определяется конструкцией устройств, ограничивающих поворот органов управления.

При исследовании возмущённого движения РКН определяющим фактором, влияющим на управляемость движения РКН, является величина аэродинамической неустойчивости, рассматриваемой в данной работе, в «нижнем» (наихудшем с точки зрения обеспечения управляемости сочетании разбросов параметров РКН) режиме разброса параметров. Для «нижнего» режима характерны максимально возможные значения аэродинамической силы и момента, минимально возможные значения моментов инерции РКН и тяги ДУ. Учтены разбросы параметров P_{ynp} , I_{zz} , I_{yy} , C_{yn}^{α} , C_{M} , C_{d} .

Расчет выполнен в программной среде Delphi, для расчета используются следующие исходные данные:

• геометрические характеристики РКН;

 инерционно-центровочные характеристики;

• параметры траектории активного участка полета РКН;

• характеристики ДУ;

• аэродинамические характеристики.

Указанные данные изменяются по времени полета в зоне максимального скоростного напора (см. рис. 2), задаются массивом, при необходимости используется метод линейной интерполяции. Управляемость движения и требуемое качество стабилизации рассчитывается с учетом систематики скорости ветра, скорости ветра и градиентов скорости ветра в районе заданного космодрома.

Окно вывода результатов работы программы приведено на рис. 3.



Рис. 3. Окно вывода результатов работы программы

Работоспособность программы и адекватность расчетов устойчивости и управляемости движения РКН была проверена на примере сравнения расчета РКН типа «Союз-2» на активном участке полета в зоне максимальных скоростных напоров.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ И ИХ АНАЛИЗ

Основной задачей данной работы является анализ и выбор эффективной схемы по количеству и расположению маршевых двигателей для обеспечения устойчивости и управляемости в каналах тангажа (рыскания) и визуализация данного анализа на основании данных, полученных в ходе расчета.

На рис. 4, 5, 6 представлены графики зависимости моментов (управляющих и возмущающих) от времени при анализе расчетных случаев, когда силовая установка состоит из 5, 7, 9 двигателей, при движении камер в тангенциальном и радиальном направлении.

Одним из условий сохранения управляемости является превышение $M_{yпp}$ по отношению к $M_{возм}$. Условно в виду отсутствия ряда данных, вызывающих возмущения, примем это отношение равным 1,3 (принятое с запасом в 30 %).

Анализ результатов расчета показывает допустимость выбора схем с пятью и семью двигателями. В компоновках двигательных установок 9.3 и 9.4 управляющий момент не превосходит возмущающий, в связи с чем данные варианты неприемлемы. Варианты расположения камер, указанные на схемах 9.1 и 9.2, имеют довольно плотную компоновку. В виду этого применяется довольно малый возможный угол отклонения камер. Использование схем размещения с девятью двигателями нерационально с точки зрения управления.

Для выбора более эффективной схемы рассмотрим графики отношения управляющего момента к возмущающему моменту, а также введем минимально допустимое значение отношения моментов, принятое с запасом в 30 % (рис. 7).

На рис. 8 представлен график загрузки органов управления (принятые с запасом в 30%) для оставшихся выбранных схем. Для оценки полученных результатов введем ограничение на максимально допустимое отклонение органов управления (4°).



Рис. 4. Зависимость M(t) для схемы с 5 двигателями



Т.П. Ворыпаева, А.А. Лазарев, И.Е. Давыдов, С.А. Ишков





Рис. 6. Зависимость M(t) для схемы с 9 двигателями



Рис. 7. График отношения управляющего момента к возмущающему моменту

Анализ графиков на рис. 7 позволяет исключить схемы, в которых $\frac{M_{\text{упр}}}{M_{\text{возм}}}$ ниже единицы. Приемлемым вариантом будут схемы, превосходящие минимально допустимое значение отношения моментов. В связи с эти исключаем схемы 5.1, 5.3. Схемы с применением семи двигателей остаются допустимыми.

По графику, представленному на рис. 8, делаем вывод что наиболее эффективными схемами являются 5.2, 5.4. Анализ результатов расчета показывает, что в зоне максимальных скоростных напоров, а следовательно, и на всём участке полета I ступени имеется достаточный запас углов отклонения управляющих органов для создания управляющего момента в каналах тангажа и рыскания. Таким образом, уровень располагаемых управляющих моментов в каналах тангажа и рыскания достаточен для парирования аэродинамических и возможных случайных возмущений, обусловленных погрешностью изготовления конструкции РКН, возможными уточнениями аэродинамических характеристик и реальными условиями на участке полета I ступени.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исходя из вопроса минимизации потерь по тяге на управление, в первом приближении наименьшие потери возникают при наименьших углах δ_{Σ} и наибольших тягах камер маршевых двигателей.

Исходя из анализа рис. 7 и 8, можно сделать вывод, что схема 5.2 является наиболее эффективной с точки зрения загрузки рулевых органов. Для данной схемы расчет с максимальной рассматриваемой полезной нагрузкой для загрузки рулевых органов $(1,3 \cdot \delta_{\Sigma})$ не превосходит $\delta_{\text{max}} = 4^\circ$, для варианта с минимальной рассматриваемой полезной нагрузкой отклонение $\delta_{\Sigma}(q_{\text{max}}) = 3,4^{\circ}$, при назначении запаса на технологические возмущения (1,3 · δ_Σ) превосходит δ_{max} на 10 %, что является приемлемым вариантом по отношению к схемам 5.1, 5.3 и 7.1, 7.4. Также $\frac{M_{y п p}}{M_{воз M}}$, расчет с максимальной рассматриваемой полезной нагрузкой, превышает требуемое значение с учетом 30 % запаса на технологические возмущения, а вариант с минимальной рассматриваемой полезной нагрузкой является приемлемым.



Рис. 8. График загрузки органов управления

Схема 5.2 – наиболее оптимальный и эффективный вариант для управления РКН (с максимальной и минимальной рассматриваемой массой полезной нагрузки) на активном участке полета, управляющий момент достаточен для парирования возмущений по всем каналам стабилизации.

Схема 5.4 не позволяет осуществлять управление в канале крена, для этого необходима установка дополнительных управляющих органов для управления в канале крена, что приведет к усложнению конструкции, увеличению массы, дополнительным расходам компонентов топлива и снижению надежности ДУ.

Схемы 7.1 и 7.2 также позволяют осуществлять управление РКН с достаточным запасом управляющего момента и парирования возмущений, но только в случае максимальной рассматриваемой массы полезной нагрузки, для минимальной массы рассматриваемой полезной нагрузки $\frac{M_{yпp}}{M_{возм}}$ не обеспечивает принятого запаса по управлению. Проведенный анализ позволяет на раннем этапе выбрать оптимальную и эффективную схему для обеспечения устойчивости и управляемости РКН на активном участке полета, а также позволяет провести унификацию между двигателями I и II ступени. Если блок I ступени используется в многоразовом варианте, данный подход обеспечивает ряд преимуществ, то на этапе посадки один работающий двигатель позволяет осуществлять спуск с меньшим дросселированием тяги. Также применение двигателя малой тяги, относительно принятого номинального значения, позволит избежать проблемы с реализацией потребного управляющего момента на этапе полета II ступени.

Схемы 5.1 и 5.3 не создают требуемого управляющего момента, а варианты 7.3 и 7.4 требуют установки дополнительных управляющих органов для управления в канале крена и не обеспечивают достаточного запаса по управлению для минимальной рассматриваемой массы полезной нагрузки. Схемы 9.1, 9.2, 9.3, 9.4 не обеспечивают парирования возмущений органами управления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Бужинский В.А.* Динамика и устойчивость движения ракет: Учеб. пособие. Королёв: Изд-во ФГУП ЦНИИмаш, 2017. 270 с.

2. Лебедев А.А., Герасюта Н.Ф. Баллистика ракет. М.: Машиностроение, 1970. 244 с.

3. Колесников К.С. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 2003. 519 с.

4. Рабинович Б.И. Введение в динамику ракетносителей космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1975. 416 с.

5. Абгарян К.А., Рапопорт И.М. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 1969. 379 с.

6. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: Учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2005. 608 с.

7. *Сихарулидзе Ю.Г.* Баллистика и наведение летательных аппаратов. 2-е изд. (эл.). М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. 407 с.

8. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных

аппаратов: Учеб. для авиац. втузов. М.: Машиностроение, 1965. 467 с.

9. *Феодосьев В.И.* Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1981. 496 с.

10. Самохин С.В., Ворыпаева Т.П., Давыдов И.Е. Исследование схем возвращения управляемого блока первой ступени ракеты-носителя в зонах максимального скоростного напора // XXV Всероссийский семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Сборник трудов. 2022. С. 37–39.

11. Давыдов И.Е. Методика изучения систем управления летательных аппаратов: Учебнометодическое пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2022. 64 с.

12. Балакин В.Л., Ишков С.А., Храмов А.А. Оптимизация трансатмосферного движения летательного аппарат на основе метода принципа максимума Понтрягина // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17. № 1. С. 7–19. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-7-19.

Vestnik Natsional'nogo issledovatel'skogo yadernogo universiteta «MIFI», 2023, vol. 12, no. 1, pp. 28-38

ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF THE CONFIGURATION OF MAIN ENGINES ON THE EFFICIENCY OF THE GUIDANCE SYSTEM OF A SPACE LAUNCH VEHICLE

T. P. Vorypaeva^{1,2*}, A. A. Lazarev^{1,2}, I. E. Davydov², S. A. Ishkov² ¹ JSC «Rocket-Space Center «Progress», Samara, 443009, Russian Federation ² Samara National Research University, Samara, 443086, Russian Federation *e-mail: tanya.vorypaeva.97@mail.ru ** e-mail: ar5em@rambler.ru

Received February 27, 2023; revised March 6, 2023; accepted March 14, 2023

The paper investigates the influence of the configuration of the control surfaces of a space launch vehicle (SLV), in the most critical section of the flight phase of the first stage, on the efficiency of the guidance system. As the control surfaces are considered the main vectored engines with variable thrust vector. At present considerable efforts have been made in the Russian Federation to develop reusable space launch vehicles, which will reduce production costs, as well as the reuse of the first stage will reduce the landing operations area, which will have a positive effect on the ecology of the surrounding area. When developing a perspective reusable space launch vehicle, an analysis of the influence of the number of engines and the variant of their configurations on the stability and controllability will allow predicting the advisability of choosing the layout of these engines, at the stage of preliminary design. The analysis was effected in the pitch and yaw channels, using the perturbation equation of motion of the SLV. The conducted computation of the dependence of the controlled and disturbing moment on the flight time, as well as the loading of the control elements allowed to exclude unacceptable layouts and to choose the most perspective and effective variants of the location of the SLV main engines. In the early stages of development of reusable SLV, this result will be a necessary tool for solving problems of controllability at the predesign stage, and evaluation of the degree of unification of the 1st and 2nd stage recovery block main engines.

Keywords: space launch vehicle, aerodynamic unsteadiness, appraisal of controllability, motion stabilization, zone of peak dynamic pressure, disturbance, guidance system.

REFERENCES

1. *Buzhinskij V.A.* Dinamika i ustojchivosť dvizheniya raket [Dynamics and stability of rocket motion]: ucheb. posobie. Korolyov: Izd-vo FGUP CNIImash. 2017. 270 p.

2. *Lebedev A.A., Gerasyuta N.F.* Ballistika raket [Rocket ballistics]. M.: Mashinostroenie. 1970. 244 p.

3. *Kolesnikov K.S.* Dinamika raket [Rocket dynamics]. M.: Mashinostroenie. 2003. 519 s.

4. *Rabinovich B.I.* Vvedenie v dinamiku raketnositelej kosmicheskih apparatov [Introduction to the dynamics of space launch vehicles]. M.: Mashinostroenie. 1975. 416 p.

5. *Abgaryan K.A., Rapoport I.M.* Dinamika raket [Rocket dynamics]. M.: Mashinostroenie. 1969. 379 p.

6. *Dmitrievskij A.A., Lysenko L.N.* Vneshnyaya ballistika [External ballistics]: uchebnik dlya vuzov. M.: Mashinostroenie. 2005. 608 p.

7. *Siharulidze YU.G.* Ballistika i navedenie letatel'nyh apparatov [Ballistics and guidance of flying vehicles]. No. 2. M.: BINOM. Laboratoriya znanij. 2013. 407 p.

8. *Ostoslavskij I.V., Strazheva I.V.* Dinamika poleta. Ustojchivost' i upravlyaemost' letatel'nyh apparatov [Dynamics of flight. Stability and controllability of flying vehicles]: Ucheb. dlya aviac. Vtuzov. M.: Mashinostroenie. 1965. 467 p.

9. Feodos'ev V.I. Osnovy tekhniki raketnogo poleta [Fundamentals of Rocket Flying Technique]. M.: Nauka. 1981. 496 p.

10. Samohin S.V., Vorypaeva T.P., Davydov I.E. Issledovanie skhem vozvrashcheniya upravlyaemogo bloka pervoj stupeni rakety-nositelya v zonah maksimal'nogo skorostnogo napora [Investigation of schemes for the return of the guided first stage of the launch vehicle in the areas of maximum velocity head]. XXV Vserossijskij seminar po upravleniyu dvizheniem i navigacii letatel'nyh apparatov: Sbornik trudov. 2022. P. 37–39 (in Russian).

11. *Davydov I.E.* Metodika izucheniya sistem upravleniya letatel'nyh apparatov [Methodology for studying aircraft control systems]: uchebno-metodicheskoe posobie. Samara: Izdatel'stvo Samarskogo universiteta. 2022. 64 p.

12. Balakin V.L., Ishkov S.A., Hramov A.A. Optimizaciya transatmosfernogo dvizheniya letatel'nogo apparat na osnove metoda principa maksimuma Pontryagina [Optimization of flight vehicle trans-atmospheric motion on the basis of pontry agin's maximum principle]. Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie. 2018. Vol. 17. No 1. P. 7 19. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-7-19.