

С. В. ФИЛИПКОВСКИЙ, Л. А. ФИЛИПКОВСКАЯ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина***ВЛИЯНИЕ ИМПУЛЬСНЫХ РУЛЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
НА ДИНАМИКУ ТВЕРДОТОПЛИВНОЙ РАКЕТЫ**

Объектом исследования является ракета с твердотопливным двигателем, запускаемая с автомобильной пусковой установки. Целью работы является исследование колебаний корпуса ракеты в полете под действием импульсов рулевых двигателей и эффективности управления полётом по траектории рулевыми двигателями, расположенными в головной части твердотопливной ракеты. Применены аналитические и численные методы определения частот свободных колебаний твёрдого тела и аналитические методы интегрирования дифференциальных уравнений движения. Построена математическая модель изгибных колебаний ракеты, проанализированы методы определения форм и частот собственных колебаний. Рассчитаны три низшие частоты и формы собственных колебаний ракеты. Расхождение результатов расчёта компьютерной программой с аналитическим расчётом первого приближения составляет 3 %. Расчет колебаний ракеты калибром 30 мм и длиной 7655 мм показал, что крутильные и продольные колебания имеют относительно высокие частоты и мало влияют на устойчивость и управляемость полёта ракеты. Исследованы колебания корпуса ракеты, имеющей газодинамическую систему управления полётом с помощью рулей и газоструйную с помощью рулевых двигателей. Рулевые двигатели представляют собой малогабаритные одноразовые твердотопливные двигатели, которые расположены в пять рядов по периметру корпуса ракеты в головной части. Разработаны методы расчёта вынужденных колебаний ракеты при работе рулевых двигателей. При действии управляющего импульса возбуждаются поперечные колебания корпуса ракеты и одновременно вращение ракеты как твёрдого тела вокруг центра масс. Колебания корпуса быстро затухают, а вращение приводит к изменению угла тангажа или скольжения. Чтобы остановить вращение и оставить некоторый требуемый угол наклона или азимута траектории надо дать второй импульс силы рулевым двигателем, установленным на противоположной стороне корпуса. Исследованы зависимости изменения углов тангажа и скольжения от длительности интервалов времени между управляющими импульсами. Анализ полученных зависимостей показывает, что, несмотря на то, что вес топливного заряда составляет примерно половину веса ракеты, управляемость рулевыми двигателями одинаково эффективна при любой выработке топлива.

Ключевые слова: ракета; газоструйное управление. корпус; колебания; математическая модель; собственная частота; вынужденные колебания; отклонение траектории.

Введение

Проблема обеспечения устойчивости и управляемости ракет является одной из важных научно-технических проблем ракетной техники. Известно, что на активном участке полета в результате динамического взаимодействия импульсов рулевых двигателей и упругой конструкции корпуса ракеты возникают изгибно-крутильные колебания корпуса, способные нарушить нормальную работу системы управления и привести к отклонению от заданной траектории. Несмотря на накопленный в бывшем СССР и других странах опыт устранения изгибно-продольных колебаний на конкретных ракетах, проблема обеспечения устойчивости и прочности продолжает оставаться актуальной и требует своего анализа и решения при разработке новых и модернизации существующих ракет [1].

На малогабаритных ракетах рулевые ракетные двигатели твёрдого топлива как правило ставят в несколько рядов по периметру обшивки в головной части, как показано на рис. 1.

При атаке целей в воздушном пространстве в диапазоне высот до 30...40 км важно иметь высокое быстродействие управления зенитной управляемой ракеты (ЗУР) по углам атаки и скольжения. В [2] к аэродинамическому управлению ракетой с помощью рулей, расположенных на хвостовой части двигательного отсека, предложено добавить газодинамическое управление, реализуемое путем использования поперечных сопел автономной двигательной установки головного отсека.

В [3] предложена ЗУР с реактивным силовым блоком в виде параллелепипеда, на гранях которого рядами установлены малогабаритные импульсные РДТТ. Их продольные оси перпендикулярны по-

верхностям граней и параллельны плоскостям стабилизации ракеты. После выхода из транспортно-пускового контейнера по командам системы управления осуществляется включение необходимого количества единичных импульсных двигателей для создания боковых усилий на различных участках траектории и обеспечения заданной точности стрельбы.



Рис. 1. Рулевые двигатели в корпусе ракеты

Газодинамическое устройство управления малых габаритов предложено в [4]. Устройство размещено в носовой части ЗУР и выполнено в виде отдельного отсека с газогенератором и распределительной системой, не связанной механически с аэродинамическими рулями ракеты. Это устройство обеспечивает управление ЗУР на начальном участке полета в условиях недостаточной эффективности аэродинамических поверхностей, а также повышает маневренность ЗУР на любом участке полета. [3].

Такая же проблема имеет место в управлении космическими ракетами. В [5] представлены результаты разработок и исследований новых газодинамических систем управления вектором тяги маршевых жидкостных ракетных двигателей, полученные в ИТМ НАН и ГКА Украины. Новая концепция системы управления космической ступенью ракеты, которая позволяет использовать преимущества механической и газодинамической систем в рамках одной бифункциональной системы управления век-

тором тяги, описана в [6]. В [7] описан рулевой двигатель, включающий четыре рулевые камеры с возможностью их качания в двух взаимных перпендикулярных плоскостях.

Объект исследования представляет собой ракету с твердотопливным двигателем, запускаемую с автомобильной пусковой установки. Направляющие пусковой установки не обеспечивают выход ракеты на заданную траекторию. Поэтому сразу после отрыва от направляющих начинается корректировка направления полета с помощью рулевых двигателей.

Целью работы является исследование колебаний корпуса ракеты в полете под действием импульсов рулевых двигателей и эффективности управления полетом по траектории рулевыми двигателями, расположенными в головной части твердотопливной ракеты.

1. Расчётная модель ракеты

Современная ракета представляет собой сложную техническую систему с развитой иерархической структурой, большим количеством подсистем и внутренних связей, как между подсистемами, так и их составными частями [8].

Расчетная модель ракеты представляет собой полый стержень со ступенчато изменяющимся сечением и показана на рис. 2.

В полете ракету следует рассматривать как свободное тело. Известно, что первой формой колебаний свободного стержня являются изгибные колебания в некоторой плоскости [9].

Для расчёта изгибных колебаний ракеты необходимы зависимости распределения изгибной жёсткости и массы по длине корпуса.

Изгибная жёсткость наибольшей части корпуса равна $5753000 \text{ Н}\cdot\text{м}^2$. В носовой части корпуса имеются усиления, которые предназначены для крепления полезного груза и системы управления. Здесь изгибная жёсткость достигает значений 16700000 и $24000000 \text{ Н}\cdot\text{м}^2$. В хвостовой части корпуса имеется усиление для крепления стабилизатора и здесь изгибная жёсткость достигает значения $40000000 \text{ Н}\cdot\text{м}^2$. Погонная масса на большей части длины корпуса без топливного заряда равна 35 кг/м . В отсеке полезного груза она равна 147 кг/м , а в отсеке системы управления – 64 кг/м . Длина корпуса равна $7,665 \text{ м}$.

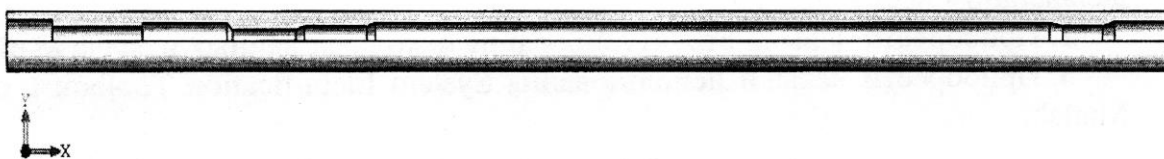


Рис. 2. Расчетная модель ракеты

2. Разработка метода расчетов собственных частот и форм колебаний

Уравнение поперечных колебаний стержня имеет вид [10]

$$EI \frac{\partial^4 u}{\partial \zeta^4} + \rho S \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = 0, \quad (1)$$

где E – модуль упругости материала,

I – момент инерции сечения,

ρ – плотность материала,

S – площадь сечения,

u – прогиб,

ζ – координата сечения,

t – время.

Согласно принятой расчетной модели большая часть ракеты представляет собой трубу, которая имеет постоянные изгибную жёсткость и распределённую массу. Потому в первом приближении ракеты можно считать стержнем постоянного сечения. Частотное уравнение в этом случае имеет вид [9]

$$\cos kl \cdot \operatorname{ch} kl = 0, \quad (2)$$

где $k^4 = p^2/a^2$,

$$p = 2\pi f,$$

$$a^2 = (EI)/(\rho S),$$

f – частота.

Изгибные колебания стержня по низшим формам происходят в одной плоскости, поэтому для расчётов принята конечноэлементная модель, в которой применены конечные элементы с двумя узлами и двумя степенями свободы в узле. Узловыми перемещениями являются прогибы и углы поворота сечений в координатной плоскости.

Элементы вектора узловых значений i -го узла, которые являются зависящими от времени обобщёнными координатами, запишем в следующем порядке:

$$u_{i,1} = u_{i,y}, \quad u_{i,2} = \theta_{i,z},$$

где θ – угол поворота сечения,

y – поперечная координата в плоскости изгиба,

z – направление оси, перпендикулярной плоскости изгиба.

В качестве интерполяционных функций прогибов и углов поворота сечений по длине элемента $N_{e,i}$ возьмём функции изогнутой оси балки при соответствующих перемещениях концевых сечений [10]:

$$\begin{cases} N_{e,1}(\zeta) = 1 - 3\frac{\zeta^2}{l^2} + 2\frac{\zeta^3}{l^3}, \\ N_{e,2}(\zeta) = l \left(\frac{\zeta}{l} - 2\frac{\zeta^2}{l^2} + \frac{\zeta^3}{l^3} \right), \\ N_{e,3}(\zeta) = 3\frac{\zeta^2}{l^2} - 2\frac{\zeta^3}{l^3}, \\ N_{e,4}(\zeta) = l \left(\frac{\zeta^3}{l^3} - \frac{\zeta^2}{l^2} \right), \end{cases} \quad (3)$$

где e – номер элемента,

l – длина элемента,

ζ – координата сечения в системе, связанной с элементом.

Тогда прогибы конечного элемента корпуса между узлами $i, i+1$ запишутся выражением

$$u_y = N_{e,1}u_{i,1} + N_{e,2}u_{i,2} + N_{e,3}u_{i+1,1} + N_{e,4}u_{i+1,2}. \quad (4)$$

Интегрируя дифференциальное уравнение колебаний балки (1) по длине элемента с подстановкой интерполяционных функций (3), и формулы (4) получаем выражения для матриц жёсткости $[K_e]$ и масс $[M_e]$ конечных элементов:

$$[K_e] = \frac{2EI}{l^3} \begin{bmatrix} 6 & 3l & -6 & 3l \\ 3l & 2l^2 & -3l & l^2 \\ -6 & -3l & 6 & -3l \\ 3l & l^2 & -3l & 2l^2 \end{bmatrix},$$

$$[M_e] = \frac{\rho S l}{420} \begin{bmatrix} 156 & 22l & 54 & -13l \\ 22l & 4l^2 & 13l & -3l^2 \\ 54 & 13l & 156 & -22l \\ -13l & -3l^2 & -22l & 4l^2 \end{bmatrix},$$

где EI – изгибная жёсткость,

ρS – распределённая (погонная) масса конечного элемента.

Глобальные матрицы конечноэлементной модели строятся по правилам ассемблирования матриц элементов. Уравнение свободных колебаний ракеты в матричном виде имеет вид

$$[M]\{\ddot{U}\} + [K]\{U\} = 0, \quad (5)$$

где $\{U\}$ – вектор узловых значений.

Частоты собственных колебаний ракеты определяются решением проблемы собственных значений этого матричного уравнения.

3. Расчёт низших частот и форм свободных колебаний

Сначала определим частоты колебаний в первом приближении. Распределенную массу будем считать равной массе ракеты делённой на длину, то есть $\rho S = 55,19$ кг/м. Изгибную жёсткость берём такую, как на большей части корпуса $EI = 5753000$ Н·м². Наименьшее ненулевое решение уравнения (2) такое: $k_1 l = 4,730$. Второе и третье решения таковы: $k_2 l = 7,853$, $k_3 l = 10,996$. В этом случае получаются частоты изгибных колебаний $f_1 = 19,57$ Гц, $f_2 = 54,08$ Гц, $f_3 = 105,7$ Гц.

Определены значения изгибной жёсткости и распределённой массы на участках корпуса ракеты и сделана разбивка на конечные элементы

Решением проблемы собственных значений для уравнения (5) получены частоты и формы собственных колебаний ракеты. Низшие формы собственных колебаний ракеты показаны на рис. 3 – 5.

По горизонтальной оси на графиках рис. 3 – 5 отложены координаты по продольной оси ракеты в метрах, по вертикальной оси отложены безразмерные величины, характеризующие форму колебаний. Рассчитанная методом конечных элементов (МКЭ) частота при колебаниях по первой собственной форме – 20,205 Гц, по второй – 42,063 Гц, по третьей – 90,349 Гц.

4. Разработка метода и программы расчетов вынужденных колебаний

Ракета имеет газодинамическую систему управления полётом с помощью рулей и газоструйную с помощью рулевых двигателей. Рулевые двигатели представляют собой малогабаритные одноразовые твердотопливные двигатели, которые расположены в пять рядов по периметру корпуса ракеты на расстоянии 0,58 м от носа.

Импульс силы тяги рулевого двигателя составляет 200 Н·с, его продолжительность равна 1 с. Форма импульса близка к полуволне синусоиды и его можно описать формулой

$$F(t) = F_1 \sin \omega t, \quad (6)$$

где $F_1 = 1256,6$ Н,

$$\omega = 12,56 \text{ рад/с.}$$

Динамическая задача вынужденных колебаний в МКЭ описывается матричным уравнением

$$[M]\{\ddot{U}\} + [K]\{U\} = \{F(t)\}. \quad (7)$$

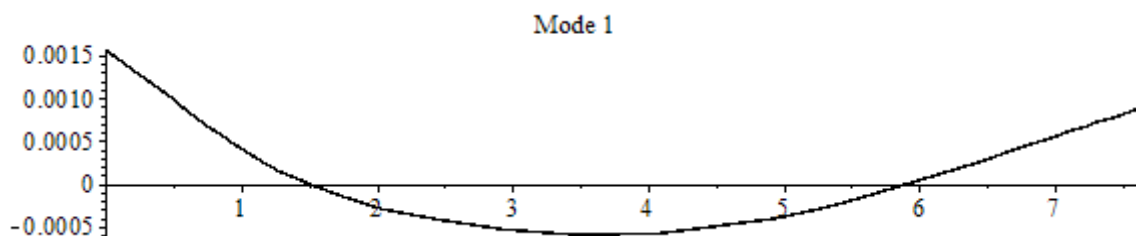


Рис. 3. Первая форма собственных колебаний ЛА

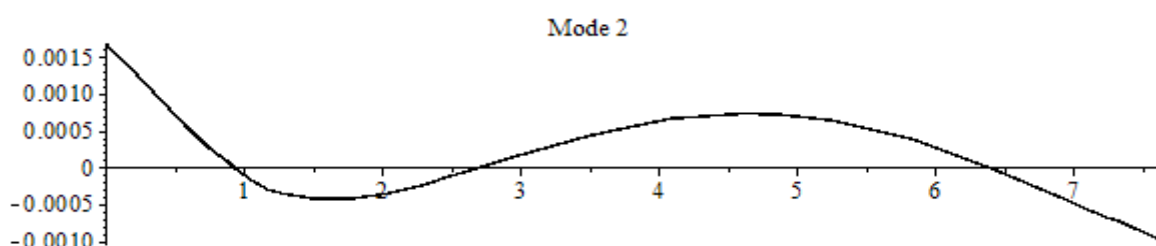


Рис. 4. Вторая форма собственных колебаний ЛА

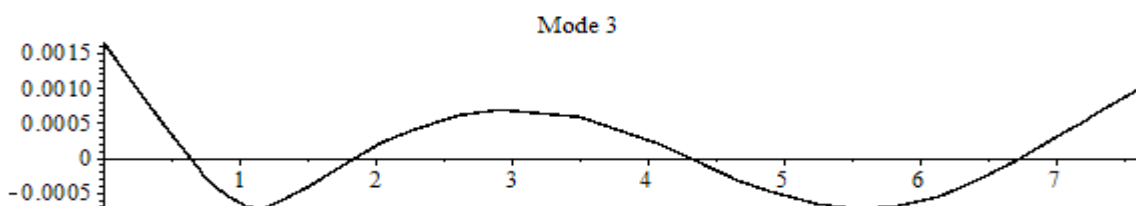


Рис. 5. Третья форма собственных колебаний ЛА

Искомые перемещения представим в виде линейной комбинации собственных форм колебаний

$$\{U\} = [\{U_0\}_1 \quad \{U_0\}_2 \quad \dots \quad \{U_0\}_J] \{Z(t)\} = [\Delta_0] \{Z(t)\}, \quad (8)$$

где $\{U_0\}_j$ – собственные векторы,

$\{Z(t)\}$ – функции времени при собственных векторах,

$[\Delta_0]$ – матрица собственных векторов,

J – количество степеней свободы.

Собственные векторы находим путём решения обобщённой проблемы собственных значений

$$([\mathbf{K}] - p^2[\mathbf{M}])\{U_0\} = 0, \quad (9)$$

где p – собственные круговые частоты системы. Для этого используем имеющиеся стандартные программы.

Подставив (8) в (7), умножив результат на $[\Delta_0]^T$ и используя свойство ортогональности собственных форм, из системы (7) получаем совокупность обыкновенных дифференциальных уравнений

$$p_j^2 Z_j + \ddot{Z}_j = \{U_0\}_j^T \{F(t)\}, \quad (10)$$

при этом векторы $\{U_0\}_j$ должны быть нормированы

следующим образом: $\{U_0\}_j^T [M] \{U_0\}_j = 1$.

Каждое из уравнений (10) решают отдельно при нулевых начальных условиях и получают

$$Z_j = \frac{1}{p_j} \int_0^t \{U_0\}_j^T \{F(\tau)\} \sin p_j(t - \tau) d\tau, \quad (11)$$

где τ – переменная интегрирования по времени. Подставляя (6) в (11) получаем выражение для функций времени, которое можно проинтегрировать точно

$$Z_j(t) = \sum_{i=1}^J \frac{U_{0ij}}{p_j} F_j \sum_{n=1}^N \int \sin n\omega \tau \sin p_j(t - \tau) d\tau, \quad (12)$$

где U_{0ij} – i -я строка j -го собственного вектора системы,

F_j – j -я строка вектора $\{F\}$.

Интегралы, входящие в (12) легко вычисляются. Зная собственные векторы и функции времени, по формуле (8) получим узловые перемещения.

5. Расчёт вынужденных колебаний под действием управляющего импульса

При действии управляющего импульса возбуждаются поперечные колебания корпуса ракеты и одновременно вращение ракеты как твёрдого тела вокруг центра масс. Колебания корпуса быстро затухают, а вращение приводит к изменению угла тангажа или скольжения. Чтобы остановить вращение и оставить некоторый требуемый угол наклона или азимута траектории надо дать второй импульс силы рулевым двигателем, установленным на противоположной стороне корпуса.

Исследованы зависимости приращения угла тангажа от интервала времени между двумя импульсами и от выработки топлива в ракете.

На рис 6 показаны зависимости изменения угла тангажа от интервала времени между импульсами рулевых двигателей с полным топливным зарядом. Линия 1 на этих рисунках показывает приращение угла тангажа после срабатывания одного двигателя, когда корпус ЛА равномерно поворачивается вокруг центра масс как твёрдое тело.

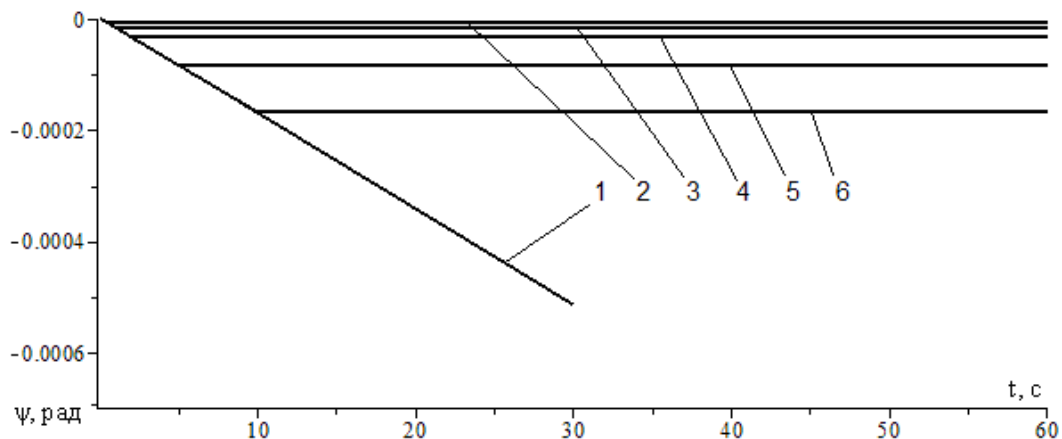


Рис. 6. Зависимости изменения угла тангажа от интервала времени между импульсами рулевых двигателей при полном запасе топлива

В рассматриваемом случае поворот происходит против часовой стрелки поэтому углы имеют отрицательные значения. После срабатывания второго двигателя с противоположной стороны корпуса вращение останавливается и угол тангажа имеет постоянное значение. Линия 2 на рис 6 соответствует интервалу времени между импульсами 1,0 с, линия 3 – 2,0 с, линии 4 и 5 – соответственно 5,0 и 10,0 с.

Анализ полученных зависимостей показывает, что, несмотря на то, что вес топливного заряда составляет примерно половину веса ракеты, управляемость рулевыми двигателями одинаково эффективна при любой выработке топлива. Так приращение угла тангажа, которое остаётся после срабатывания второго рулевого двигателя при половинной выработке топлива отличается от аналогичного значения на старте ракеты на 6,4 %, а при полной выработке топлива – на 11,1 %.

Заключение

Построена математическая модель изгибных колебаний ракеты, проанализированы методы определения форм и частот собственных колебаний.

Разработаны методы расчёта форм и частот колебаний на основе метода конечных элементов. Рассчитаны значения низших частот собственных колебаний ракеты. Расхождение результатов расчёта компьютерной программой на языке FORTRAN с аналитическим расчётом первого приближения составляет 3 %.

Разработаны методы расчёта вынужденных колебаний ракеты при работе рулевых двигателей. Исследованы зависимости изменения углов тангажа и скольжения от длительности интервалов времени между управляющими импульсами рулевых двигателей.

Исследования [11] показывают, что на устойчивость полёта больших ракет оказывают влияние несколько низших форм изгибных колебаний, а также крутильная и продольная составляющие колебаний. Расчет колебаний ракеты калибром 30 мм показал, что крутильные и продольные колебания имеют относительно высокие частоты и мало влияют на устойчивость и управляемость полёта ракеты.

Исследованы зависимости приращения угла тангажа от интервала времени между двумя импульсами рулевых двигателей, первый из которых поворачивает ракету вокруг центра масс, а второй останавливает вращение после требуемого изменения угла тангажа. Анализ этих зависимостей при разной выработке топлива показал, что приращение угла тангажа, которое остаётся после срабатывания второго рулевого двигателя при половинной выработке топлива отличается от аналогичного значения на

старте ракеты на 6,4 %, а при полной выработке топлива – на 11,1 %.

Литература

1. Основы проектирования летательных аппаратов [Текст] / В. П. Мишин [и др.]. – М. : Машиностроение, 1985. – 360 с.
2. Пат. RU 2 548 957 С1. Ракета [Текст] / В. Г. Богацкий, А. Г. Смирнов, Г. Р. Орелиов, В. А. Мынкин ; опубл. 20.04.2015, Бюл. № 11. – 8 с.
3. Пат. UA 125628 U. Зенітна керована ракета [Текст] / І. В. Мальцева, Л. В. Ткачова, А. В. Марков, А. М. Кулігів ; опубл. 10.05.2018, Бюл. № 9. – 3 с.
4. Пат. RU 2 753 034 С1. Газодинамическое устройство управления малых габаритов [Текст] / Г. С Бурков, Н. Е. Бакиаева ; опубл. 11.08.2021, Бюл. № 23. – 13 с.
5. Газодинамические системы регулирования вектора тяги жидкостных ракетных двигателей как исполнительные органы системы управления полетом верхних ступеней ракет [Текст] / Н. Д. Коваленко, Г. А. Стрельников, Г. Н. Коваленко [и др.] // Технічна механіка. – 2013. – № 4. – С. 70–83.
6. Разработка структурной схемы бифункциональной системы управления вектором тяги ракетного двигателя [Текст] / Г. А. Стрельников, Е. Л. Токарева, Н. С. Прядко, А. Д. Игнатъев // Технічна механіка. – 2018. – № 4. – С. 57–67.
7. Новый рулевой двигатель РД0110Р для РН «Союз-2-1В». Этапы разработки [Текст] / В. Д. Горохов, В. И. Корнеев, С. П. Кунавин [и др.] // Вестник Воронежского государственного технического университета. – Воронеж, 2013. – Т. 9, № 2. – С. 103–107.
8. Колесников, К. С. Динамика ракет [Текст] / К. С. Колесников. – М. : Машиностроение, 2003. – 520 с.
9. Тимошенко, С. П. Колебания в инженерном деле [Текст] / С. П. Тимошенко, Д. Х. Янг, У. Уивер. – М. : Машиностроение, 1985. – 472 с.
10. Бидерман, В. Л. Теория механических колебаний [Текст] / В. Л. Бидерман. – М. : Высшая шк., 1980. – 408 с.
11. Свободные изгибно-изгибно-продольные колебания ракеты-носителя с космическим аппаратом [Текст] / К. В. Аврамов, С. В. Филипковский, В. А. Пирог [и др.] // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2010. – Вып. 45. – С. 136–140.

References

1. Mishin, V. P. *Osnovy proektirovaniya letatel'nykh apparatov* [Fundamentals of Aircraft Design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985. 360 p.
2. Bogackij, V. G., Smirnov, A. G., Oreliov, G. R., Mynkin, V. A. *Raketa* [Rocket]. Patent RU, No. 2 548 957 C1, 2015.
3. Maltseva, I. V., Tkachova, L. V., Markov, A. V., Kulihiv, A. M. *Zenitna kerovana raketa* [Anti-aircraft guided missile]. Patent UA, No. 125628 U, 2018.
4. Burkov, G. S., Bakshaeva, N. E. *Gazodinamicheskoe ustrojstvo upravleniya malyh gabaritov* [Gas dynamic control device of small dimensions]. Patent RU, No. 2 753 034 C1, 2021.
5. Kovalenko, N. D., Strel'nikov, G. A., Kovalenko, G. N., Kovalenko, T. A., Tokareva, E. L., Ignat'ev, A. D., Sirotkina, N. P. *Gazodinamicheskie sistemy regulirovaniya vektora tjagi zhidkostnykh raketnykh dvigatelej kak ispolnitel'nye organy sistemy upravleniya poletom verhnih stupenej raket* [Gas-dynamic systems for regulating the thrust vector of liquid-propellant rocket engines as the executive bodies of the flight control system for the upper stages of rockets]. *Tekhnichna mekhanika – Technical Mechanics*, 2013, no. 4, pp. 70–83.
6. Strel'nikov, G. A., Tokareva, E. L., Prjadko, N. S., Ignat'ev A. D. *Razrabotka strukturnoj shemy bifunkcional'noj sistemy upravleniya vektorom tjagi raketnogo dvigatelja* [Development of a block diagram of a bifunctional system for controlling the thrust vector of a rocket engine]. *Tekhnichna mekhanika – Technical Mechanics*, 2018, no. 4, pp. 57–67.
7. Gorohov, V. D., Korneev, V. I., Kunavin, S. P., Turtushov, V. A., Kozlov, S. N. *Novyj rulevoj dvigatel' RD0110R dlja RN «Sojuz-2-1V»*. *Jetapy razrabotki* [New RD0110R steering engine for Soyuz-2-1V launch vehicle. Development stages]. *Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tehničeskogo universitet. – Bulletin of Voronezh State Technical University*, 2013, vol. 9, no. 2, pp. 103–107.
8. Kolesnikov, K. S. *Dinamika raket* [Rocket dynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003. 520 p.
9. Timoshenko, S. P. Jang, D. H., Uiver, U. *Kolebanija v inženernom dele* [Fluctuations in engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985. 472 p.
10. Biderman, V. L. *Teorija mehanicheskikh kolebanij* [Theory of mechanical oscillations]. Moscow, Vysshaja shkola Publ., 1980. 408 p.
11. Avramov, K. V., Filipkovskij, S. V., Pirog, V. A., Fedorov, V. M., Peresad'ko, T. M., Filipkovskaja L. A. *Svobodnye izgibno-izgibno-prodol'nye kolebanija rakety-nositelja s kosmicheskim apparatom* [Free flexural-flexural-longitudinal oscillations of a launch vehicle with a spacecraft]. *Otkrytye informacionnye i komp'juternye integrirovannye tehnologii – Open information and computer integrated technologies*, 2010, vol. 45, pp. 136–140.

Надійшла до редакції 15.05.2022, розглянута на редколегії 8.08.2022

ВПЛИВ ІМПУЛЬСНИХ РУЛЬОВИХ ДВИГУНІВ НА ДИНАМІКУ ТВЕРДОПАЛИВНОЇ РАКЕТИ

С. В. Філіпковський, Л. А. Філіпковська

Об'єктом дослідження є ракета з твердопаливним двигуном, що запускається з автомобільної пускової установки. Метою роботи є дослідження коливань корпусу ракети в польоті під дією імпульсів рульових двигунів та ефективності управління польотом за траєкторією рульовими двигунами, розташованими в головній частині твердопаливної ракети. Застосовано аналітичні та чисельні методи визначення частот вільних коливань твердого тіла та аналітичні методи інтегрування диференціальних рівнянь руху. Побудовано математичну модель згинальних коливань ракети, проаналізовано методи визначення форм та частот власних коливань. Розраховано три нижчі частоти та форми власних коливань ракети. Розбіжність результатів розрахунку комп'ютерної програмою з аналітичним розрахунком першого наближення становить 3%. Розрахунок коливань ракети калібром 30 мм і довжиною 7655 мм показав, що крутильні і поздовжні коливання мають відносно високі частоти та мало впливають на стійкість і керованість польоту ракети. Досліджено коливання корпусу ракети, що має газодинамічну систему управління польотом за допомогою рулів та газоструминну за допомогою рульових двигунів. Рульові двигуни є малогабаритними одноразовими твердопаливними двигунами, які розташовані в п'ять рядів по периметру корпусу ракети в головній частині. Розроблено методи розрахунку вимушених коливань ракети під час роботи рульових двигунів. При дії керуючого імпульсу збуджуються поперечні коливання корпусу ракети та одночасно обертання ракети як твердого тіла навколо центру мас. Коливання корпусу швидко згасають, а обертання призводить до зміни кута тангажу або ковзання. Щоб зупинити обертання і залишити необхідний кут нахилу або азимуту траєкторії, треба дати дру-

гий імпульс сили рульовим двигуном, встановленим на протилежній стороні корпусу. Досліджено залежності зміни кутів тангажу та ковзання від тривалості інтервалів часу між керуючими імпульсами. Аналіз отриманих залежностей показує, що, незважаючи на те, що вага паливного заряду становить приблизно половину ваги ракети, керованість рульовими двигунами однаково ефективна при будь-якому виробленні палива.

Ключові слова: ракета; газоструминне управління; корпус; коливання; математична модель; власна частота; вимушені коливання; відхилення траєкторії.

INFLUENCE OF PULSED STEERING ENGINES ON THE DYNAMICS OF A SOLID-FUEL ROCKET

Sergey Filipkovsky, Larisa Filipkovskaja

The object of this study is a rocket with a solid propellant engine launched from a vehicle launcher. The current work studies the oscillations of a rocket airframe in flight under the influence of impulses of the steering motors and the effectiveness of flight control along the trajectory by the steering motors located in the head of the solid rocket. Analytical and numerical methods for determining the frequencies of free vibrations of a rigid body and analytical methods for integrating differential equations of motion are applied. A mathematical model of rocket flexural oscillations has been constructed. Methods for determining the modes and frequencies of natural oscillations have been analyzed. Three lower frequencies and modes of natural oscillations of the rocket were calculated. The discrepancy between the results of the calculation by the computer program and the analytical calculation of the first approximation is 3%. The calculation of oscillations of a rocket with a caliber of 30 mm and a length of 7655 mm showed that torsional and longitudinal oscillations have relatively high frequencies and have little effect on the stability and controllability of the rocket flight. The vibrations of the rocket airframe, which has a gas-dynamic flight control system with the help of rudders and a gas-jet one with the help of steering engines, are studied. Steering motors are small-sized disposable solid propellant motors, which are located in five rows around the perimeter of the rocket airframe at the head. Methods for calculating the forced oscillations of a rocket during the operation of steering engines have been developed. Under the action of the control pulse, transverse oscillations of the rocket airframe are excited and simultaneously, the rocket rotates as a solid body around the center of mass. Airframe oscillations quickly decay, and rotation changes the pitch or slip angle. To stop the rotation and leave some required angle of inclination or azimuth of the trajectory, a second impulse of force must be given by the steering motor mounted on the opposite side of the hull. The dependence of the change in pitch and slip angles on the duration of time intervals between control pulses was studied. The analysis of the dependence obtained shows that, although the weight of the fuel charge is approximately half the weight of the rocket, the controllability by the steering engines is equally effective at any fuel consumption.

Keywords: rocket; gas-jet control; airframe; oscillations; mathematical model; natural frequency; forced oscillations; trajectory deviation.

Филипковский Сергей Владимирович – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., проф. каф. проектирования самолётов и вертолётв, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Филипковская Лариса Алексеевна – канд. техн. наук, доц., доц. каф. экономики и маркетинга, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Sergey Filipkovsky – Doctor of Technical Science, Senior Researcher, Professor of Dept. of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, e-mail: s.filipkovskij@khai.edu, ORCID: 0000-0003-2861-8032, Scopus Author ID: 57004895100.

Larisa Filipkovskaja – PhD, Associate professor of Dept. of Economics and Marketing, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, e-mail: l.filipkovska@khai.edu, ORCID: 0000-0001-8532-5274, Scopus Author ID: 57205459257.