

ДИНАМИКА ОТДЕЛЕНИЯ ГОЛОВНОГО БЛОКА ОТ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ В СЛУЧАЕ АВАРИИ НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ

В.В. Кокушкин¹

М.К. Хомяков²

Н.Ю. Овсянникова²

Н.В. Богомолов²

mkelektro1@yandex.ru

nataliaovsyannikova87@gmail.com

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

² Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация

Аннотация

Исследована динамика отделения головного блока вместе со спускаемым аппаратом космического корабля «Союз» в случае аварии ракеты-носителя на атмосферном участке выведения. Выполнен сравнительный анализ различных математических моделей тела переменной массы — отделяемого головного блока, выбрана оптимальная модель, позволяющая проводить сквозное моделирование движения от момента отделения головного блока от ракеты-носителя до участка автономного движения спускаемого аппарата. Проведена оценка безударности отделения головного блока от ракеты-носителя, представлены кинограммы относительного движения, исследован участок его автономного движения. Установлены основные закономерности переходных процессов движения с оценкой устойчивости отделяемого головного блока в потоке. Выполнен статистический анализ кинематических параметров на момент отделения спускаемого аппарата при неблагоприятных условиях отделения от ракеты-носителя

Ключевые слова

Отделяемый головной блок, аварийное отделение, динамика отделения, относительное движение, статическая устойчивость

Поступила в редакцию 04.05.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Введение. В случае возникновения аварийной ситуации на атмосферном участке выведения пилотируемого космического корабля (КК) «Союз» предусматривается спасение экипажа. Отделяемый головной блок (ОГБ), в состав которого входит спускаемый аппарат (СА), после выключения маршевых двигателей носителя уводится от ракеты-носителя (РН) с помощью твердотопливной двигательной установки (ДУ).

Проектирование и разработка системы аварийного спасения (САС) экипажа (1960-е гг.) проводились в консервативной постановке для узкого диапазона углов атаки при движении ОГБ. В настоящее время выполняется верификация доработок системы, а также оптимизация условий движения, что потребовало создания быстродействующих моделей расчета в статистической постановке.

В статье рассматривается динамика отделения и автономного полета ОГБ в случае аварии РН на атмосферном участке выведения [1–3]. На этом участке при возникновении сигнала «Авария» КК фиксируется относительно ОГБ в поперечном направлении тремя опорными ложечками САС и подается команда на отключение маршевых двигателей РН. Затем силовые связи по аварийному стыку разрываются (рис. 1), подаются команды на раскрытие решетчатых стабилизаторов (РС) и включение ДУ САС. Под действием тяги центрального ракетного двигателя (ЦРД) ОГБ отделяется от РН, а управляющие ракетные двигатели (УРД) отклоняют головной блок из плоскости стрельбы (I–III плоскость стабилизации). Затем с некоторой задержкой (порядка 20...30 с), определяемой временем аварии по траектории РН, подается команда на отделение СА и задействуется циклограмма его посадки.

Для обеспечения статической устойчивости головного блока в потоке на всем атмосферном участке в диапазоне углов атаки $\alpha \leq 20^\circ$ в верхней части ДУ САС устанавливается балансирующий груз (БГ), масса которого определяется из условия устойчивости ОГБ на момент полной выработки топлива ДУ САС.

Анализ участка автономного движения ОГБ необходим для подтверждения безударности отделения ОГБ от РН, получения начальных условий отделения СА и обоснования массы БГ.

При расчете движения учитывали следующие факторы: разбросы массовых, центровочных и инерционных характеристик (МЦИХ) ОГБ, аэродинамических характеристик, различные типы аварийных ситуаций, а также разбросы параметров траектории и атмосферы.

Методы исследования. Основной метод исследования динамики отделения ОГБ от РН — это численное интегрирование уравнений пространственного движения абсолютно твердых тел (АТТ) и анализ их относительного движения [4–6].

В ходе исследования сравнивались результаты расчетов, выполненных для трех математических моделей ОГБ.

Модель 1: ОГБ–АТТ («тяжелый» ОГБ — МЦИХ соответствуют характеристикам ОГБ на момент отделения от РН (модель 1а); «легкий» ОГБ — МЦИХ соответствуют характеристикам ОГБ на момент выгорания топлива ЦРД и УРД (модель 1б)).

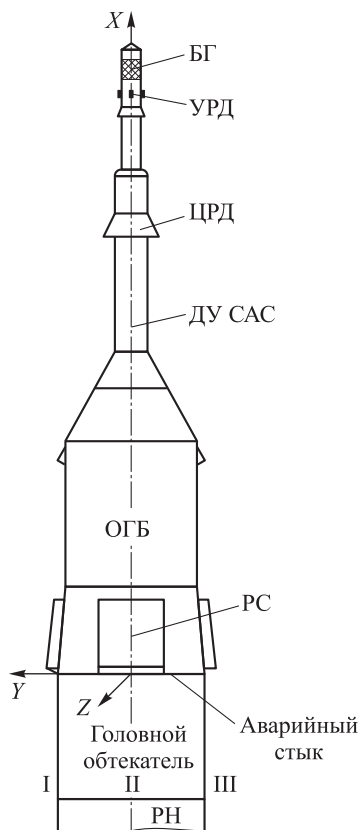


Рис. 1. Головной блок

Использование такой модели не дает точного представления о движении реального ОГБ, масса которого изменяется по мере выгорания топлива, но позволяет оценить диапазон значений кинематических параметров ОГБ на момент отделения СА.

Модель 2: ОГБ–тело переменной массы (МЦИХ изменяются по известному линейному закону).

В ходе расчета с использованием данной модели на каждом шаге интегрирования проводится пересчет МЦИХ ОГБ. При этом перемещение собственно центра масс головного блока в инерциальном пространстве не учитывается, что вносит искажение в картину относительного движения РН и ОГБ. Однако такой подход позволяет оценить вращательную составляющую движения ОГБ.

Модель 3: ОГБ представлено двумя телами (АТТ и телом переменной массы), которые соединены связью типа «заделка».

Данная модель лишена недостатков приведенных вариантов представления ОГБ, к тому же в перспективе может быть использована для реализации сквозного расчета отделения СА: отделение ОГБ от РН, автономный полет ОГБ и затем отделение СА от ОГБ.

Рассмотрим третий вариант моделирования ОГБ подробнее. Имеем два тела (рис. 2): тело А — АТТ и тело В — тело, МЦИХ которого изменяются по известному закону в зависимости от времени. Поскольку по условию эти тела представляют собой один рассматриваемый объект, то объединим тела А и В связью типа «заделка» в месте их механического соединения, предотвращая смещение и поворот тел относительно друг друга. В этой точке прикладываем к телам силы и моменты реакции связи.

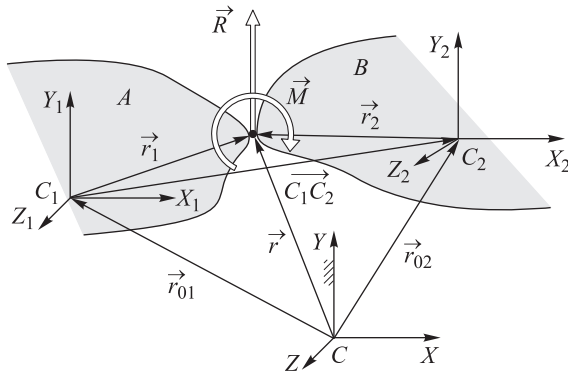


Рис. 2. Схема для определения реакций в точке связи

Движение тела А определяется численным интегрированием уравнений движения, а кинематические параметры тела В переменной массы на каждом шаге интегрирования — следующими зависимостями [7]:

$$\vec{\omega}_2 = \vec{\omega}_1;$$

$$\vec{v}_2 = \vec{v}_1 + \vec{\omega}_1 \cdot \overline{C_1C_2},$$

где $\vec{\omega}_1, \vec{\omega}_2$ — угловые скорости вращения тел A и B относительно их центров масс; \vec{C}_1C_2 — вектор, проведенный из центра масс тела A к центру масс тела B ; \vec{v}_1, \vec{v}_2 — скорости центров масс тел A и B .

Для определения реакций в точке связи для каждого тела запишем уравнения движения в виде [8]

$$m_i \frac{d^2 \vec{r}_i}{dt^2} = \vec{F}_i; \tag{1}$$

$$J_i \frac{d\vec{\omega}_i}{dt} + \vec{\omega}_i \cdot (J_i \cdot \vec{\omega}_i) = \vec{L}_{C_i}, \tag{2}$$

где \vec{F}_i, \vec{L}_{C_i} — главные векторы внешних сил и моментов, $i = 1, 2$.

Внешние силы и моменты, действующие на ОГБ, приведем к центру масс тела A . Силу и момент реакции в точке связи обозначим как \vec{R} и \vec{M} , получим:

$$\vec{F}_1 = \sum_k \vec{F}_k + \vec{R}; \tag{3}$$

$$\vec{L}_{C_1} = \sum_k \vec{L}_k + \vec{M}; \tag{4}$$

$$\vec{F}_2 = -\vec{R}; \tag{5}$$

$$\vec{L}_{C_2} = -\vec{M}. \tag{6}$$

Уравнения связи типа «заделка»:

$$\vec{r}_{01} + \vec{r}_1 = \vec{r}_{02} + \vec{r}_2; \tag{7}$$

$$\vec{\varepsilon}_1 = \vec{\varepsilon}_2, \tag{8}$$

где $\vec{r}_{01}, \vec{r}_{02}$ — радиус-векторы положения центров масс тел A и B относительно инерциальной системы отсчета $CXYZ$ (см. рис. 2); \vec{r}_1, \vec{r}_2 — радиус-векторы положения точки связи соответственно в связанных с телами A и B системах координат $C_1X_1Y_1Z_1$ и $C_2X_2Y_2Z_2$; $\vec{\varepsilon}_1, \vec{\varepsilon}_2$ — угловые ускорения вращения тел A и B относительно их центров масс.

Продифференцируем дважды уравнение (7), учитывая изменение положения центра масс тела B , и, используя выражения (1)–(6), выделим из уравнений связи (7) и (8) силу и момент реакции связи:

$$\begin{aligned} & (m_1^{-1} + m_2^{-1})\vec{R} + [J_1^{-1}\vec{M} + J_1^{-1}(\vec{r}_1 \times \vec{R})] \times \vec{r}_1 + [J_2^{-1}\vec{M} + J_2^{-1}(\vec{r}_2 \times \vec{R})] \times \vec{r}_2 = \\ & = \vec{\omega}_2 \times (\vec{\omega}_2 \times \vec{r}_2) + 2\vec{\omega}_2 \times \dot{\vec{r}}_2 - J_1^{-1} \left[\sum_k \vec{L}_k - \vec{\omega}_1 \times (J_1 \vec{\omega}_1) \right] \times \vec{r}_1 - m_1^{-1} \sum_k \vec{F}_k - \vec{\omega}_1 \times (\vec{\omega}_1 \times \vec{r}_1); \\ & J_1^{-1}(\vec{r}_1 \times \vec{R}) + J_2^{-1}(\vec{r}_2 \times \vec{R}) + (J_1^{-1} + J_2^{-1})\vec{M} = -J_1^{-1} \left[\sum_k \vec{L}_k - \vec{\omega}_1 \times (J_1 \vec{\omega}_1) \right]. \end{aligned}$$

Решая указанную систему уравнений, получаем силу и момент реакции в точке связи, которые используем для интегрирования уравнений движения тела.

Корректность такого подхода к моделированию движения тела переменной массы может оцениваться сравнением результатов расчета по первой и третьей моделям ОГБ с фиксированными МЦИХ.

Диапазоны кинематических параметров ОГБ на момент отделения СА определяли методом статистических испытаний [9, 10].

Результаты моделирования. Выявлено, что при возникновении аварии на большей части атмосферного участка выведения (от старта до высот ~ 30 км и $M < 4$) автономный полет ОГБ характеризуется устойчивым положением в потоке с колебаниями по углам атаки не более 10° . Основные источники угловых возмущений — аварийный завал РН, приводящий к выключению ее ДУ и началу аварийной циклограммы, и программный разворот ОГБ — создают стартовые возмущения, которые в процессе движения до момента отделения СА демпфируются аэродинамическим потоком. На рис. 3 приведены графики изменения компонента угловой скорости ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$) вращения ОГБ и угла атаки

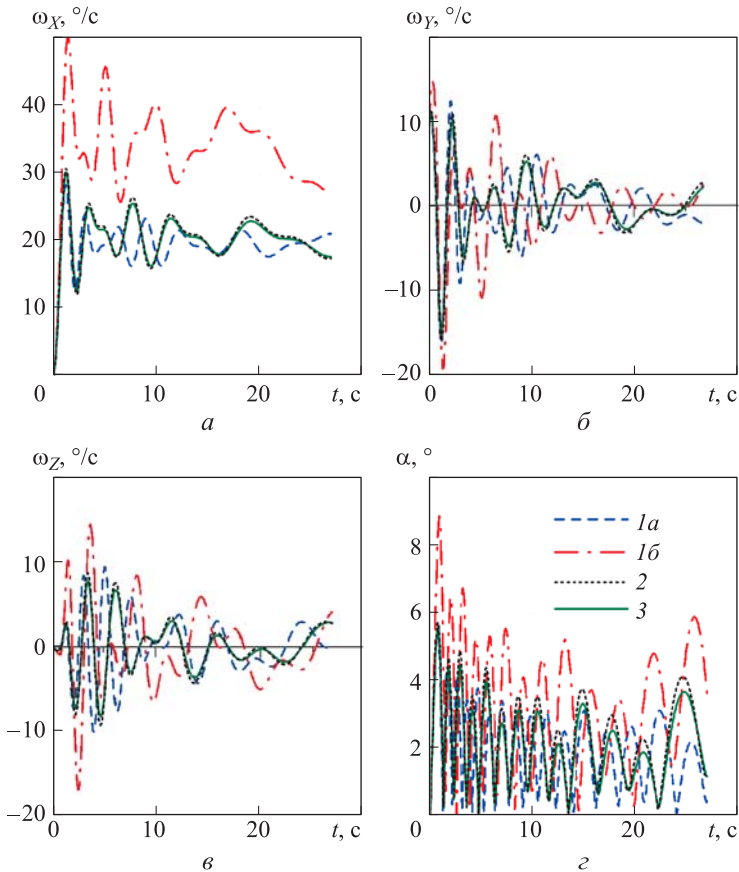


Рис. 3. Графики компонента угловой скорости (а–в) вращения и пространственного угла атаки (г) при отделении ОГБ в случае аварии РН на 70-й с полета

$\alpha(z)$ во времени при отделении головного блока от РН на участке максимального скоростного напора. На каждом графике показаны результаты моделирования с использованием трех приведенных моделей ОГБ.

При этом на всем рассматриваемом участке траектории в случае аварии РН обеспечивается безударность отделения на начальном участке относительного движения ОГБ и РН (рис. 4), а также интенсивный увод ОГБ от носителя (рис. 5). На рисунках приведены результаты моделирования отделения ОГБ в случае аварии РН на участке максимального скоростного напора (70 с полета) для крайних случаев начальных возмущений РН ($\omega_{y0} = \pm 10^\circ/\text{с}$, $\omega_{z0} = \pm 10^\circ/\text{с}$).

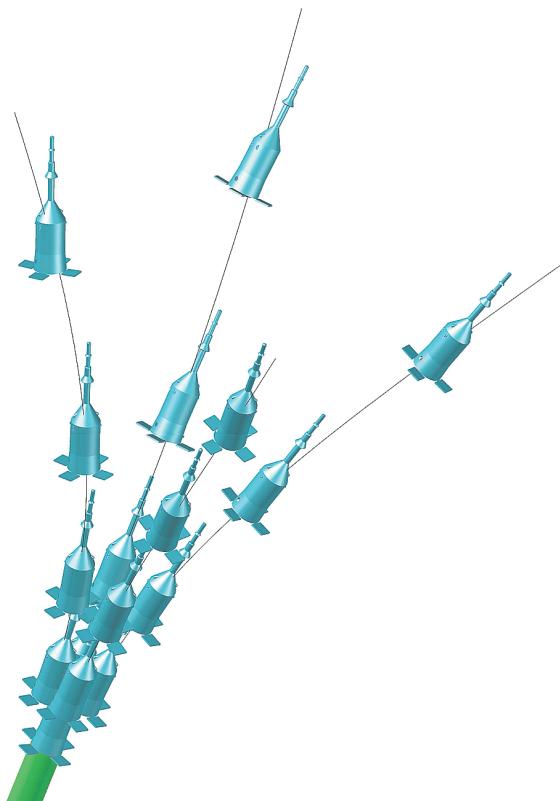


Рис. 4. Кинограммы относительного движения ОГБ в системе координат, связанной с РН

Исследование отделения ОГБ в случае аварии РН на высотах более 30 км показало, что в связи с интенсивным падением плотности атмосферы для определенных сочетаний возмущающих факторов и разбросов параметров начальное возмущение, полученное ОГБ, не может парироваться аэродинамическим демпфированием (рис. 6). Таким образом, выбранная из условия статической устойчивости ОГБ в диапазоне углов атаки $\alpha \leq 20^\circ$ масса БГ не гарантирует устойчивость движения головного блока при его отделении от РН на всем атмосферном участке выведения.

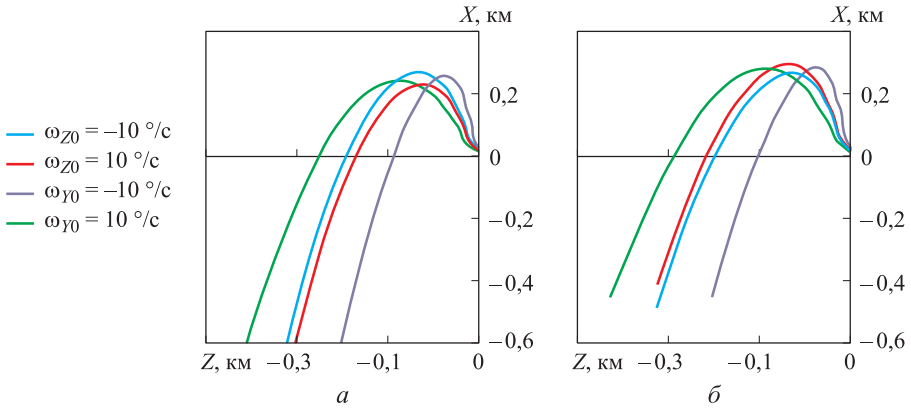


Рис. 5. Положение центра масс ОГБ в связанной с центром масс РН системе координат (XOZ — a , YOZ — b), оси которой параллельны осям инерциальной системы координат

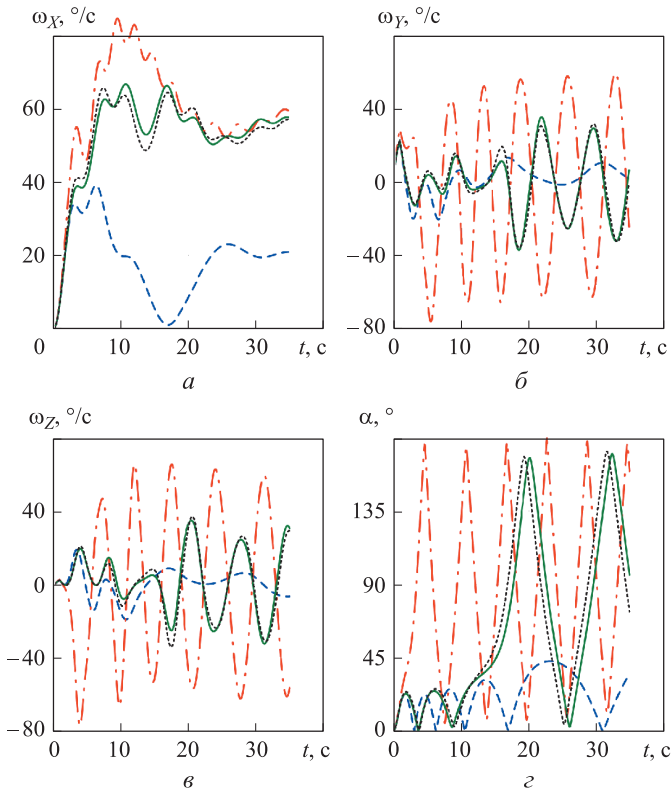


Рис. 6. Графики компонента угловой скорости (a – b) вращения и пространственного угла атаки α (z) при отделении ОГБ в случае аварии на 110-й с полета:

--- модель 1а; - - - модель 1б; — модель 2; — — модель 3

Анализ моделирования позволяет сделать вывод о существенных отличиях результатов, полученных при исследовании движения ОГБ с использованием первой модели (ОГБ–АТТ). В то время как результаты, полученные с помощью моделей ОГБ 2 и 3, очень близки.

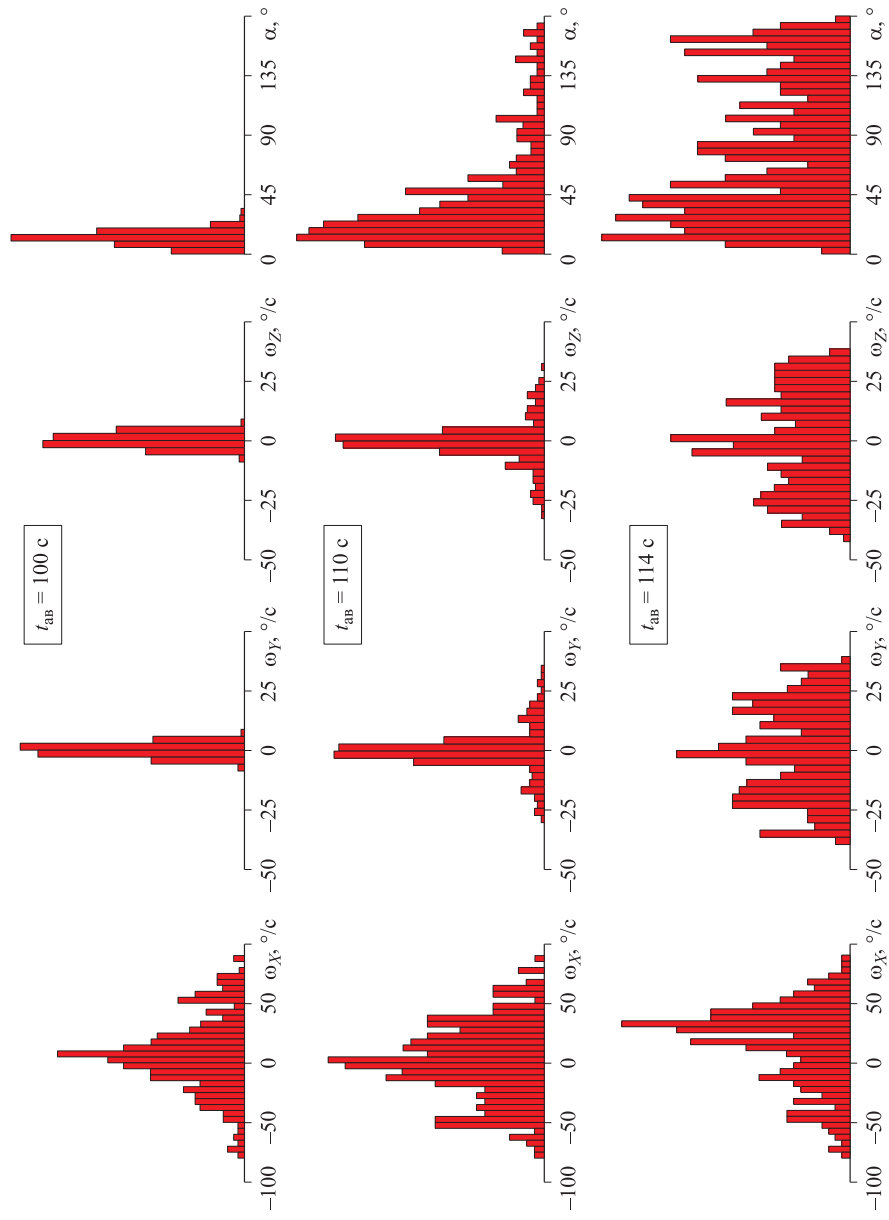


Рис. 7. Гистограммы распределения компонента угловой скорости и пространственного угла атаки ОГБ при его отделении от аварийной РН

На основе модели 3 была разработана программа расчета и проведена серия статистических испытаний отделения ОГБ в случае аварии РН в конце рассматриваемого атмосферного участка. Анализ движения ОГБ на этом участке позволяет сделать вывод о том, что отделение СА от ОГБ возможно при произвольном положении изделий в потоке и их интенсивном вращении. На рис. 7 приведены гистограммы распределения компонента угловой скорости для наиболее неблагоприятного случая отделения от РН при потере управляемости.

Заключение. Подтверждена безударность отделения ОГБ от РН на всем рассматриваемом участке выведения.

Исследование автономного движения головного блока при аварии РН на большей части атмосферного участка выведения (на высотах не более ~30 км) подтвердило сохранение устойчивости движения ОГБ в потоке благодаря аэродинамическому демпфированию начальных возмущений, что обеспечивает благоприятные условия отделения СА. Выбор БГ из условия статической устойчивости ОГБ не гарантирует устойчивости в случае его отделения на участке с интенсивным падением скоростного напора. Так, при аварии РН на высотах более 30 км возможна потеря устойчивости головного блока в процессе его автономного движения, что определяет отделение СА при произвольной ориентации ОГБ в потоке.

Разработанная модель движения позволяет имитировать движение ОГБ с переменными МЦИХ и проводить сквозное моделирование движения, включая последующее отделение СА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Панкова Н.В. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 376 с.
2. Спасение экипажа при авариях в плотных слоях атмосферы // Космические аппараты: веб-сайт. URL: <http://kmapr.narod.ru/st064.htm> (дата обращения: 01.04.2016).
3. Средства аварийного спасения КК «Союз» // Космические аппараты: веб-сайт. URL: <http://kmapr.narod.ru/st066.htm> (дата обращения: 01.04.2016).
4. Борзых С.В., Кокушкин В.В., Петров Н.К., Яськов В.В. Разработка и моделирование процессов отделения крупногабаритных ракетно-космических блоков // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 44–55.
5. Виттенбург Й. Динамика систем твердых тел. М.: Мир, 1980. 292 с.
6. Кокушкин В.В., Хомяков М.К., Овсянникова Н.Ю. Динамика движения элементов головного блока пилотируемого корабля в аварийной ситуации // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2016. № 1. С. 4–16. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-1-4-16
7. Лойцянский Л.Г., Лурье А.И. Курс теоретической механики: В 2 т. Т. 1. Статика и кинематика. М.: Наука, 1982. 352 с.
8. Лойцянский Л.Г., Лурье А.И. Курс теоретической механики: В 2 т. Т. 2. Динамика. М.: Наука, 1983. 640 с.
9. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Физматлит, 1962. 564 с.
10. Соболев И.М. Численные методы Монте-Карло. М.: Физматлит, 1973. 312 с.

Кокушкин Вячеслав Вячеславович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Теоретическая механика» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

Хомяков Михаил Кимович — канд. техн. наук, специалист РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а).

Овсянникова Наталья Юрьевна — специалист РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а).

Богомолов Николай Вячеславович — специалист РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Кокушкин В.В., Хомяков М.К., Овсянникова Н.Ю., Богомолов Н.В. Динамика отделения головного блока от ракеты-носителя в случае аварии на атмосферном участке выведения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 2. С. 4–14. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-4-14

DYNAMIC OF EMERGENCY FAIRING SEPARATION FROM LAUNCH VEHICLE IN ATMOSPHERIC ASCENT

V.V. Kokushkin¹

M.K. Khomyakov²

N.Yu. Ovsyannikova²

N.V. Bogomolov²

mkelektro1@yandex.ru

nataliaovsyannikova87@gmail.com

¹ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

² S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region, Russian Federation

Abstract

The purpose of the article was to examine dynamics of the emergency separation of the fairing along with the spacecraft “Soyuz” reentry module during the rocket atmospheric ascent. The study suggests different mathematical models of variable mass body — separate fairing. First, we chose the optimal model allowing us to perform end-to-end simulation from fairing separation to reentry module self-contained motion. Then, we assessed non-collision of fairing separation from the launch vehicle, recorded the separation process and examined the fairing self-contained motion. Next, we found the regularities of the transient process and determined the fairing flow stability rating. Finally, we made a statistic analysis of the fairing self-contained motion

Keywords

Separate fairing, emergency separation, separation dynamics, relative motion, stability rating

REFERENCES

- [1] Kolesnikov K.S., Kokushkin V.V., Borzykh S.V., Pankova N.V. Raschet i proektirovanie sistem razdeleniya stupeney raket [Calculation and designing of submissile compartmentation system]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2006. 376 p.
- [2] Spasenie ekipazha pri avariakh v plotnykh sloyakh atmosfery [Crew rescue in case of crack-up in dense atmosphere]. Kosmicheskie apparaty: website. Available at: <http://kmapp.narod.ru/st064.htm> (accessed 01.04.2016) (in Russ.).
- [3] Sredstva avariynogo spaseniya KK "Soyuz" [Emergency recovery equipment of "Soyuz" spacecraft]. Kosmicheskie apparaty: website. Available at: <http://kmapp.narod.ru/st066.htm> (accessed 01.04.2016) (in Russ.).
- [4] Borzykh S.V., Kokushkin V.V., Petrov N.K., Yas'kov V.V. Development and simulation of large space rocket stages separation processes. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Engineering and Technology], 2013, no. 1, pp. 44–55 (in Russ.).
- [5] Vittenburg Y. Dinamika sistem tverdykh tel [Rigid body system dynamics]. Moscow, Mir Publ., 1980. 292 p.
- [6] Kokushkin V.V., Khomyakov M.K., Ovsyannikova N.Yu. Dynamics of manned spaceship fairing elements motion in emergency. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2016, no. 1, pp. 4–16 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2016-1-4-16
- [7] Loytsyanskiy L.G., Lur'ye A.I. Kurs teoreticheskoy mekhaniki. T. 1. Statika i kinematika [Engineering mechanics course. Vol. 1. Statics and kinematics]. Moscow, Nauka Publ., 1982. 352 p.
- [8] Loytsyanskiy L.G., Lur'ye A.I. Kurs teoreticheskoy mekhaniki. T. 2. Dinamika [Engineering mechanics course. Vol. 1. Dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1983. 640 p.
- [9] Venttsel' E.S. Teoriya veroyatnostey [Probability theory]. Moscow, Fizmatlit Publ., 1962. 564 p.
- [10] Sobol' I.M. Chislennyye metody Monte-Karlo [Monte Carlo numerical methods]. Moscow, Fizmatlit Publ., 1973. 312 p.

Kokushkin V.V. — Dr. Sc. (Eng.), Professor of Theoretical Mechanics Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

Khomyakov M.K. — Cand. Sc. (Eng.), specialist of S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation).

Ovsyannikova N.Yu. — engineer of S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation).

Bogomolov N.V. — engineer of S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Kokushkin V.V., Khomyakov M.K., Ovsyannikova N.Yu., Bogomolov N.V. Dynamic of Emergency Fairing Separation from Launch Vehicle in Atmospheric Ascent. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2017, no. 2, pp. 4–14. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-4-14