

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

DOI: 10.18698/0236-3941-2016-1-4-16

УДК 729.78

ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ГОЛОВНОГО БЛОКА ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ В АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ

В.В. Кокушкин¹, М.К. Хомяков², Н.Ю. Овсянникова²

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

²РКК “Энергия” им. С.П. Королёва, г. Королёв,

Московская обл., Российская Федерация

e-mail: nataliaovsyannikova87@gmail.com; mkelektro1@yandex.ru

Рассмотрены процессы отделения, связанные со спасением экипажа пилотируемого космического корабля в случае аварии ракеты-носителя на завершающем этапе атмосферного участка ее полета. Исследование проводилось в два этапа: отделение головного блока от ракеты-носителя, а затем спускаемого аппарата от отделяемого головного блока. В результате расчетов было получено поле векторов состояния головного блока на момент отделения от него спускаемого аппарата, которое послужило отправной точкой для исследования. Анализ процесса отделения спускаемого аппарата показал возможность контакта его корпуса и элементов конструкции головного блока. Предложена математическая модель контактного взаимодействия. Приведены результаты расчетов отделения спускаемого аппарата от отделяемого головного блока и оценка контактных сил.

Ключевые слова: космический корабль, спускаемый аппарат, отделяемый головной блок, аварийное отделение, динамика отделения, сила взаимодействия.

DYNAMICS OF MANNED SPACESHIP FAIRING ELEMENTS MOTION IN EMERGENCY

V.V. Kokushkin¹, M.K. Khomyakov², N.Yu. Ovsyannikova²

¹Bauman Moscow Technical University, Moscow, Russian Federation

²S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia,

Korolev, Moscow Region, Russian Federation

e-mail: nataliaovsyannikova87@gmail.com; mkelektro1@yandex.ru

The paper considers separation processes related to manned spaceship crew escape in case of launch vehicle crash at the end of the atmospheric flight path. We carried out the research in two stages. The first one included nose separation from the launch vehicle. At the second stage the reentry module was detached from the nose. The calculations resulted in obtaining the vector field of the fairing state at the moment of reentry module separation. The vector field helped to investigate the reentry module separation from the fairing. The analysis of the reentry module separation revealed the possibility of the contact between its hull and the fairing elements. Mathematical model of contact interaction was proposed. We provide the calculation results of the reentry module separation and contact forces estimation.

Keywords: spaceship, reentry module, separated nose fairing, emergency abort, separation dynamics, interaction force.

Обеспечение безопасности экипажа пилотируемого космического корабля (КК) является одним из ключевых моментов разработки средств его выведения [1, 2]. При этом атмосферный участок траектории полета ракеты-носителя (РН), характеризующийся наличием существенных возмущающих аэродинамических сил и моментов, является наиболее ответственным с точки зрения обеспечения безопасности полета КК. Поэтому средства выведения пилотируемых КК оснащаются системой его аварийного спасения (САС).

При аварии РН на стартовом столе и на большей части атмосферного участка ее полета (участок ICAC [3]) для спасения экипажа служит твердотопливная двигательная установка (ДУ) САС (рис. 1), которая уводит отделяемый головной блок (ОГБ) от аварийной РН. По мере увеличения высоты полета и снижения скоростного напора необходимость в мощной ДУ САС отпадает, и она сбрасывается [4]. На оставшейся части атмосферного участка полета (участок IACAS) ОГБ отводится от аварийной РН четырьмя менее мощными твердотопливными ракетными двигателями (РДТТ) головного обтекателя (РДГ), установленными на створках обтекателя (см. рис. 1).

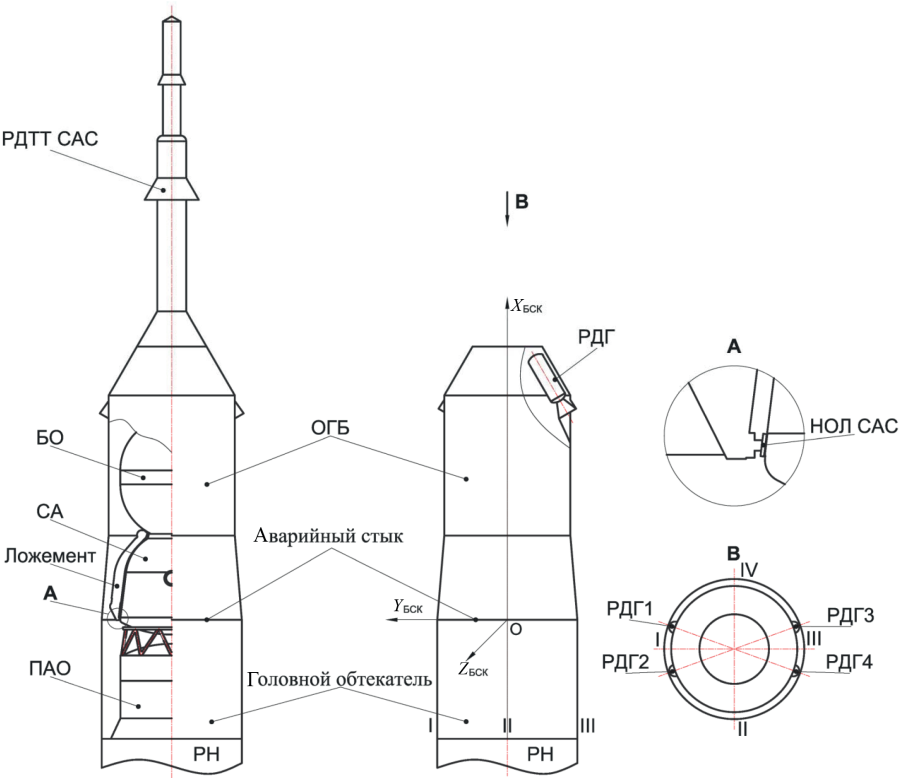


Рис. 1. Схема головного блока

Статья посвящена исследованию процесса отделения спускаемого аппарата (СА) КК “Союз” в случае аварии РН на участке IАСАС. В этом случае при появлении сигнала “Авария” проводится фиксация СА относительно головного блока в поперечном направлении тремя опорными ложементами САС, разрыв силовых связей ОГБ по аварийному стыку и запуск РДГ 1 и 3. Через временной интервал $\Delta t = 0,2$ с подается команда на включение РДГ 2 и 4 (см. рис. 1, вид В). Под действием тяги этих двигателей, а также за счет сил пружинных толкателей, расположенных на стыке СА и приборно-агрегатного отсека (ПАО), ОГБ отделяется от аварийной РН. Таким образом, первая пара РДГ уводит ОГБ из плоскости стрельбы (I–III плоскость стабилизации, см. рис. 1), а вторая пара компенсирует созданную первой парой угловую скорость вращения ОГБ. С временной задержкой, которая зависит от времени аварии по траектории полета РН, подается команда на разделение СА и бытового отсека (БО), и СА под действием сил от толкателей, расположенных на стыке СА и БО, и давления воздуха, истекающего из БО, отделяется от головного блока и далее совершает автономный полет.

Анализ процессов отделения разбивается на два этапа. На первом этапе рассматривается отделение ОГБ от РН, при этом проводится оценка безударности процесса и формируется диапазон параметров движения ОГБ. Второй посвящен исследованию динамики движения СА при отделении от ОГБ. На этом этапе рассматривается возможность взаимодействия корпуса СА и элементов конструкции ОГБ и, в случае его реализации, определяются возникающие при этом контактные нагрузки.

Методы исследования. Для исследования движения твердого тела в пространстве введем две системы координат (СК): $Ox_g Y_g Z_g$ — инерциальную (неподвижную) и $CXYZ$ — жестко связанную с центром масс тела. В каждый момент времени движение твердого тела в инерциальном пространстве может быть точно определено с помощью следующей системы уравнений [5]:

$$m \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = \sum_k \vec{F}_k; \quad (1)$$

$$\|J\| \frac{d\vec{\omega}}{dt} + \vec{\omega} \times (\|J\| \cdot \vec{\omega}) = \vec{L}_O. \quad (2)$$

Интегрируя первое и второе выражения, получаем скорость и радиус-вектор центра масс C твердого тела в инерциальной СК, а также угловые скорости вращения тела относительно его центра масс.

Для определения углового положения тела относительно инерциальной СК запишем кинематические уравнения Эйлера [6]:

$$\begin{aligned}
\omega_x &= \dot{\psi} \sin \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \varphi; \\
\omega_y &= \dot{\psi} \sin \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \varphi; \\
\omega_z &= \dot{\psi} \cos \theta + \dot{\varphi}.
\end{aligned}
\tag{3}$$

Значения ω_x , ω_y и ω_z получаем, интегрируя уравнение (2). Преобразуем соотношения (3) следующим образом:

$$\begin{aligned}
\dot{\psi} &= \omega_x \frac{\sin \varphi}{\sin \theta} + \omega_y \frac{\cos \varphi}{\sin \theta}; \\
\dot{\theta} &= \omega_x \cos \varphi - \omega_y \sin \varphi; \\
\dot{\varphi} &= \omega_z - \operatorname{ctg} \theta (\omega_x \sin \varphi + \omega_y \cos \varphi).
\end{aligned}
\tag{4}$$

Из (4) следует, что если тело совершает произвольное пространственное движение, то этими соотношениями пользоваться нельзя, так как при углах, кратных $k\pi$ ($k = 0, 1, 2, \dots$) и близких к ним, $\sin \theta \rightarrow 0$, а $\dot{\psi} \rightarrow \infty$. Чтобы исключить этот недостаток для определения ориентации можно использовать систему направляющих косинусов. Примем следующий порядок поворотов $\psi \rightarrow \theta \rightarrow \varphi$ (углы Эйлера). Запишем матрицу перехода из связанной с телом СК в инерциальную СК [6]:

$$\begin{aligned}
A &= \\
&= \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \varphi - \sin \psi \sin \varphi \cos \theta & \sin \psi \cos \varphi + \cos \psi \sin \varphi \cos \theta & \sin \varphi \sin \theta \\ -\cos \psi \sin \varphi - \cos \psi \sin \varphi \cos \theta & -\sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi \cos \theta & \cos \varphi \sin \theta \\ \sin \psi \sin \theta & -\cos \psi \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} = \\
&= \begin{bmatrix} \cos(x, x_g) & \cos(x, y_g) & \cos(x, z_g) \\ \cos(y, x_g) & \cos(y, y_g) & \cos(y, z_g) \\ \cos(z, x_g) & \cos(z, y_g) & \cos(z, z_g) \end{bmatrix}.
\end{aligned}
\tag{5}$$

Обозначим единичный вектор любой из инерциальных осей $\vec{\alpha}_k$. В подвижной связанной с телом СК проекции этого вектора определяются направляющими косинусами:

$$\vec{\alpha}_k = \vec{e}_1 a_{1k} + \vec{e}_2 a_{2k} + \vec{e}_3 a_{3k},$$

где $\vec{e}_1, \vec{e}_2, \vec{e}_3$ — орты связанной системы координат; a_{ik} — элемент матрицы перехода A ($i = 1, 2, 3; k = 1, 2, 3$).

В инерциальной СК полная производная единичного вектора $\vec{\alpha}_k$ равна нулю. Воспользуемся формулой Бура [7]:

$$\frac{d\vec{\alpha}_k}{dt} = \frac{\tilde{d}\vec{\alpha}_k}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{\alpha}_k.$$

Откуда

$$\frac{\tilde{d}\vec{\alpha}_k}{dt} = \vec{\alpha}_k \times \vec{\omega}. \tag{6}$$

Дополнив выражение (5) равенством (6), окончательно получим

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \cos(x, x_g) & \cos(x, y_g) & \cos(x, z_g) \\ \cos(y, x_g) & \cos(y, y_g) & \cos(y, z_g) \\ \cos(z, x_g) & \cos(z, y_g) & \cos(z, z_g) \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Совместное интегрирование динамических уравнений Эйлера (2) и соотношений (7) позволяет найти направляющие косинусы матрицы (5) и, следовательно, определить углы ψ , θ , φ :

$$\begin{aligned} \theta &= \arccos [\cos(z, z_g)]; \\ \varphi &= \operatorname{arctg} \left[\frac{\cos(x, z_g)}{\cos(y, z_g)} \right]; \\ \psi &= -\operatorname{arctg} \left[\frac{\cos(z, x_g)}{\cos(z, y_g)} \right]. \end{aligned}$$

Относительное движение объектов наиболее наглядно представлять в связанной с одним из них СК. Пусть $\vec{r}_{C_1}^{(g)}$ и $\vec{r}_{C_2}^{(g)}$ – радиусы-векторы положения центров масс разделяемых тел в инерциальной СК, а $A_{1 \rightarrow g}$ и $A_{2 \rightarrow g}$ – матрицы перехода из связанных с телами 1 и 2 СК в инерциальную СК, соответственно $A_{g \rightarrow 1}$ и $A_{g \rightarrow 2}$ – матрицы перехода из инерциальной СК в связанные с телами СК. Здесь

$$\begin{aligned} A_{1 \rightarrow g} &= f(\psi_1, \theta_1, \varphi_1); \\ A_{2 \rightarrow g} &= f(\psi_2, \theta_2, \varphi_2); \\ A_{g \rightarrow 1} &= [A_{1 \rightarrow g}]^T; \\ A_{g \rightarrow 2} &= [A_{2 \rightarrow g}]^T. \end{aligned}$$

Тогда радиус-вектор $\vec{r}_{C_1}^{(2)}$ центра масс тела 1 в связанной с телом 2 СК и матрицы перехода между связанными с телами 1 и 2 СК $A_{1 \rightarrow 2}$ и $A_{2 \rightarrow 1}$ будут определяться следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} \vec{r}_{C_1}^{(2)} &= A_{g \rightarrow 2} \left(\vec{r}_{C_1}^{(g)} - \vec{r}_{C_2}^{(g)} \right); \\ A_{1 \rightarrow 2} &= A_{g \rightarrow 2} A_{1 \rightarrow g}; \\ A_{2 \rightarrow 1} &= [A_{1 \rightarrow 2}]^T. \end{aligned}$$

С помощью метода численного интегрирования Рунге–Кутты [8] была разработана математическая модель отделения двух тел на основе соотношений (1), (2) и (7). В расчетах полагается, что отделяемые тела абсолютно твердые с неизменными массовыми, инерционными и центровочными характеристиками, а действующие силы зависят от времени или относительного расстояния между объектами. Положение связанных СК XYZ для каждого тела задается относительно их

базовых СК (БСК), которые в начальный момент времени совпадают и расположены в плоскости аварийного стыка (см. рис. 1).

Для получения возможных диапазонов значений кинематических параметров отделяемых тел использовался метод статистических испытаний [9]. Влияние отдельных факторов на процесс относительного движения исследовалось с помощью консервативного метода.

Расчеты по определению максимальных контактных сил между элементами конструкции ОГБ и поверхностью СА, а также кинематических характеристик СА проводились консервативным методом. Значения контактных сил задавались как функция относительной упругой деформации поверхности СА и элементов конструкции ОГБ, а корпус СА — поверхностью вращения со сложного вида образующей [10].

Отделение ОГБ от РН. Скоростной напор на рассматриваемом участке работы САС изменяется от 6 кН/м^2 в его начале и до $0,1 \text{ кН/м}^2$ в конце.

Для ряда характерных точек по траектории выведения были проведены статистические испытания. Расчеты провели с учетом разбросов значений следующих параметров: положения центров масс разделяемых объектов, их массово-инерционных характеристик, модуля и направления угловой скорости, значений скоростного напора на момент разделения, угла атаки, времени срабатывания РДГ, спада тяги последействия ДУ РН. При этом учитывались законы их распределения.

Анализ полученных результатов показал, что отделение ОГБ от РН происходит без соударений. Типовые кинограммы отделения ОГБ от РН представлены на рис. 2. Минимальное расстояние между ОГБ и РН в относительном движении наблюдается, когда вектор начальной угловой скорости вращения направлен по оси $OY_{\text{БСК}}$, т.е. противоположно направлению увода ОГБ. Было установлено также, что наиболее неблагоприятным случаем является авария РН в начале рассматриваемого участка траектории, когда скоростной напор имеет максимальное значение. В этом случае аэродинамическое воздействие является основным возмущающим фактором, влияющим на угловое движение ОГБ. Причиной тому его динамическая неустойчивость.

В результате исследования установлено, что угловая скорость РН в момент отделения ОГБ ни по значению, ни по направлению не оказывает существенного влияния на его угловое движение. На фоне действия аэродинамических сил разбросы значений параметров РДГ и массово-инерционных характеристик разделяемых объектов незначительно влияют на развитие угловой скорости ОГБ. Однако с уменьшением скоростного напора именно эти факторы становятся определяющими. Так, при аварии РН в начале рассматриваемого участка траектории математическое ожидание модуля угловой скорости ОГБ в

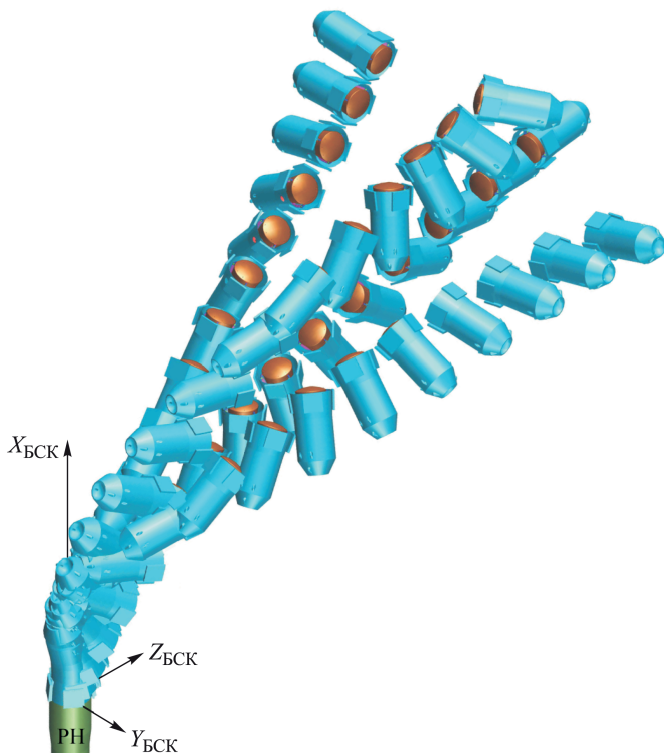


Рис. 2. Кинограммы относительного движения ОГБ в СК, связанной с РН

момент отделения СА составляет $100^\circ/\text{с}$ при $3\sigma = 67^\circ/\text{с}$, а в конце — $20^\circ/\text{с}$ при $3\sigma = 23^\circ/\text{с}$.

На рис. 3, 4 приведены результаты статистических испытаний отделения ОГБ от РН для времени аварии по траектории $t_{AB} = 128\text{ с}$ и участка его автономного полета до момента отделения СА. На рис. 3 приведено распределение модуля угловой скорости ОГБ, на рис. 4 — поле проекций векторов возможных угловых скоростей на плоскость, перпендикулярную продольной оси ОГБ, причем каждая точка на графике представляет собой конец проекции вектора угловой скорости, начало которого совпадает с точкой 0.

Отделение СА от ОГБ. Используя полученные результаты, была проведена серия статистических испытаний отделения СА от ОГБ. Расчеты показали возможность контакта площадок нижних опор ложемента (НОЛ) САС (см. рис. 1, вид А) и корпуса СА. Типовая кинограмма относительного движения СА приведена на рис. 5. При этом определяющее влияние на процесс оказывает не только значение, но и направление угловой скорости ОГБ в момент отделения СА.

На рис. 6 из общего поля проекций векторов угловых скоростей ОГБ в момент отделения СА (см. рис. 4) выделена заштрихованная область таких значений, при которых отделение СА происходит без

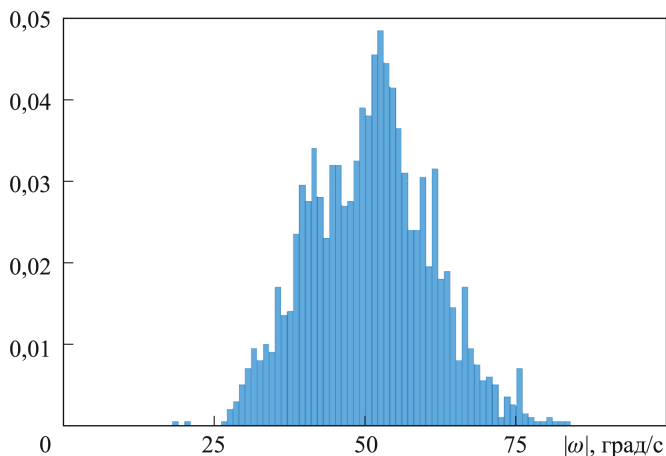


Рис. 3. Гистограмма значений модуля угловой скорости ОГБ на момент подачи команды на отделение СА для $t_{AB} = 128$ с

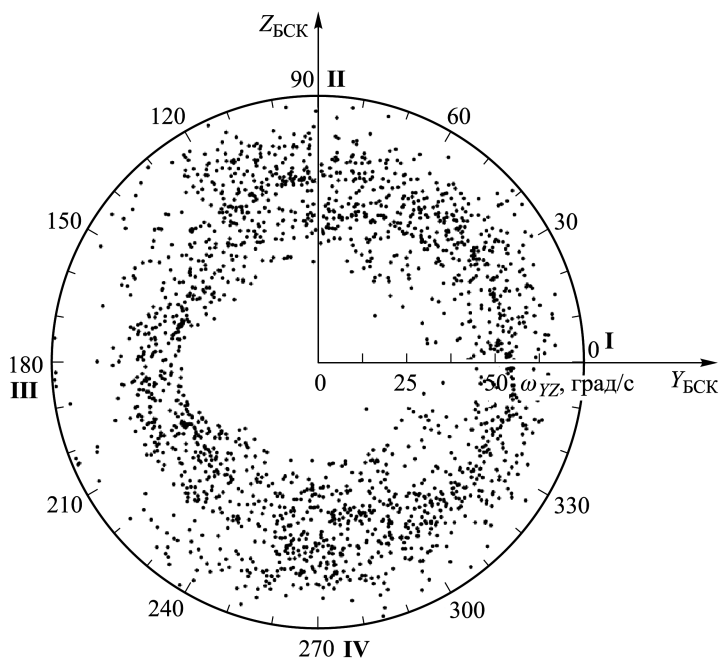


Рис. 4. Поле проекций векторов угловых скоростей вращения ОГБ на момент подачи команды на отделение СА для $t_{AB} = 128$ с

взаимодействия с НОЛ САС. Кроме того, из этого же рисунка следует, что минимальные и максимальные значения начальных угловых скоростей, при которых происходит контакт элементов ОГБ и СА, наблюдаются при вращении в плоскостях, в которых расположены опоры ложементов САС.

Жесткость корпуса СА на участке его возможного контакта с НОЛ САС может изменяться в широком диапазоне. Причиной тому сложная образующая его поверхности. Кроме того, он содержит большое число

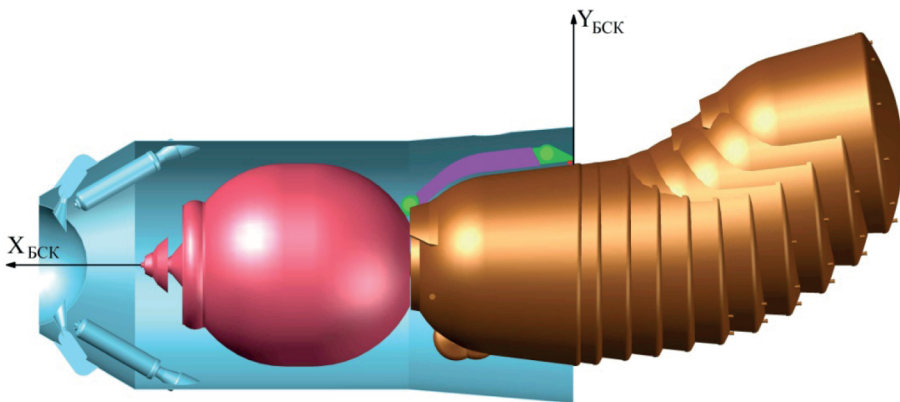


Рис. 5. Кинограмма относительного движения СА в СК, связанной с ОГБ

внутренних конструктивных элементов различного назначения. В качестве рабочего диапазона значений приведенной локальной жесткости корпуса СА и элементов конструкции ОГБ использовались значения коэффициента жесткости $k = 10, 50$ и 100 кН/см.

Контакт НОЛ САС и корпуса СА имеет место при угловых скоростях $\omega_0 > 22^\circ/\text{с}$ (см. рис. 6), при этом при $\omega_0 \geq 25^\circ/\text{с}$ наблюдается практически прямо пропорциональная зависимость максимального значения нормальной к поверхности СА $F_{n\max}$ силы

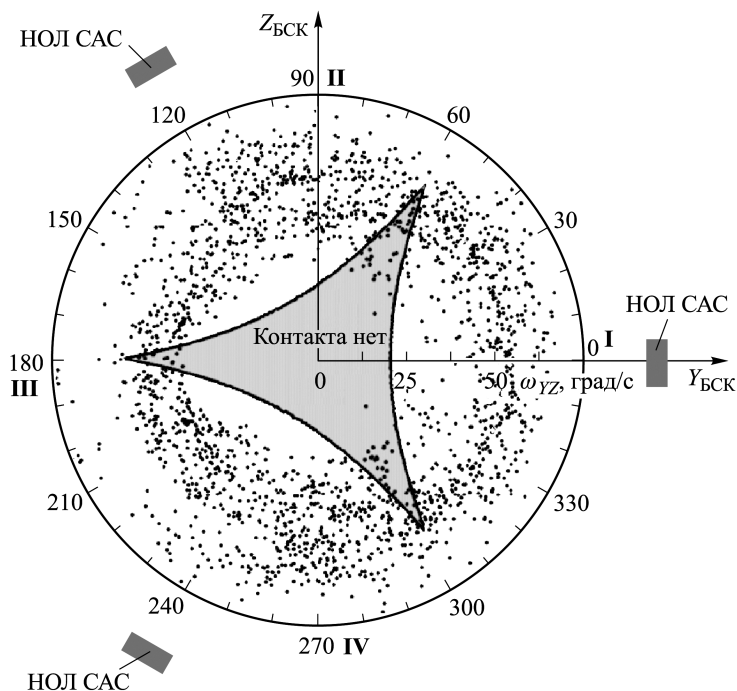


Рис. 6. Область проекций модулей угловых скоростей ОГБ, при которых нет взаимодействия, на фоне поля проекций, полученного для случая аварии на 128 с выведения

взаимодействия от начальной угловой скорости. В качестве иллюстрации на рис. 7 приведена такая зависимость для $k = 10$ кН/см. При этом расчетные точки на графике соответствуют векторам ω_0 , обеспечивающим преимущественное вращение в плоскостях, в которых расположены НОЛ САС.

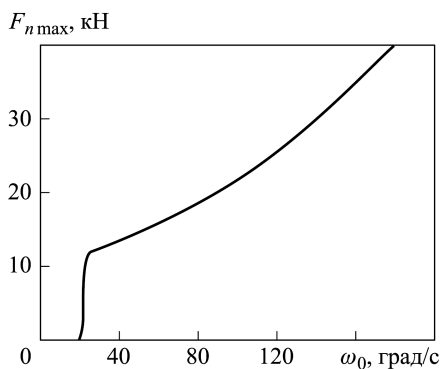


Рис. 7. График зависимости максимальной нормальной силы в точке контакта СА – ОГБ от начальной угловой скорости вращения ОГБ

Также был проведен анализ влияния локальной приведенной жесткости и коэффициента трения на $F_{n\max}$. На рис. 8 представлены траектории НОЛ САС относительно поверхности СА для трех значений приведенного коэффициента жесткости $k = 10, 50$ и 100 кН/см и двух значений коэффициента трения $f = 0,2; 0,6$. Угловая скорость ОГБ принималась равной $60^\circ/\text{с}$ и направленной в положительном направлении оси $OZ_{\text{БСК}}$ (см. рис. 1), а величина δ характеризует расстояние между НОЛ САС и поверхностью СА. При $\delta > 0$ НОЛ САС не контактирует с СА, а при $\delta < 0$ происходит взаимная деформация поверхности САС и элементов конструкции ОГБ. Полученные результаты показывают также, что f в принятом в расчетах диапазоне практически не влияет на $F_{n\max}$, в то время как увеличение k ведет к увеличению $F_{n\max}$ и появлению повторного соударения НОЛ САС с корпусом СА.

Закключение. Проведено исследование динамики относительного движения элементов головного блока при его отделении в случае аварии РН на участке IACAC. Анализ проводился в два этапа: отделение ОГБ от РН и отделение СА от ОГБ.

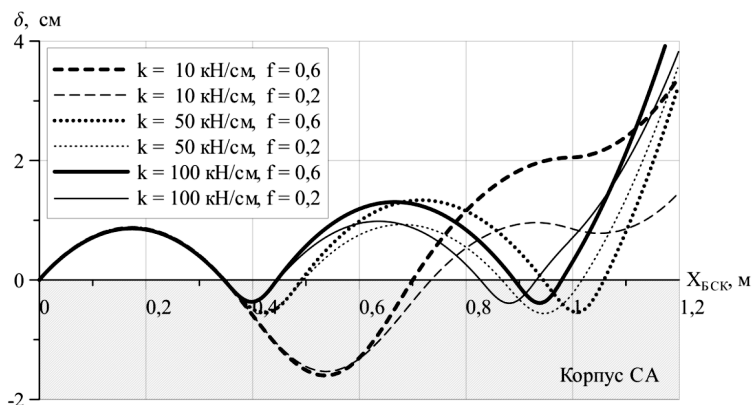


Рис. 8. График заглублений НОЛ САС в корпус СА $\omega_0 = 60^\circ/\text{с}$

На первом этапе получены кинематические параметры движения ОГБ, соответствующие различным точкам рассматриваемого участка траектории выведения, а также проведен анализ безударности отделения ОГБ от РН. Исследования проводилось как в статистической постановке, так и с помощью консервативного метода и подтвердили безударность процесса при всех возможных условиях аварийного отделения.

Анализ движения ОГБ до момента подачи команды на отделение СА показал, что математическое ожидание модуля его угловой скорости достигает $100^\circ/\text{с}$ при аварии РН в начале рассматриваемого участка траектории и $20^\circ/\text{с}$ в конце. При этом интенсивность вращения ОГБ не зависит от типа аварии, а его направление практически равновероятно.

Исследование процесса отделения СА от ОГБ, проведенное в статистической постановке, показало, что возможность взаимодействия корпуса СА и НОЛ САС определяется не только значением, но и направлением угловой скорости ОГБ в момент подачи команды на отделение. Минимальные значения угловых скоростей ОГБ, при которых происходит взаимодействие объектов, имеет место в том случае, когда проекция его вектора угловой скорости лежит в плоскости OYZ (см. рис. 4) и параллельна опорной поверхности НОЛ САС. При этом контактная сила практически линейно зависит от угловой скорости ОГБ. Сила трения не оказывает заметного влияния на значение контактных сил, в то время как увеличение приведенной жесткости ведет к росту модуля силы и повторному соударению НОЛ САС о корпус СА.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Анализ* отделения кораблей-спасателей от нестабилизированной международной космической станции / А.С. Анфалов, М.К. Хомяков, В.В. Кокушкин, Н.К. Петров, С.В. Борзых // Космонавтика и ракетостроение. 2008. № 4. С. 33–39.
2. *Бакулин В.Н., Борзых С.В., Решетников М.Н.* Моделирование относительного движения возвращаемой капсулы и транспортного корабля при их разделении // Вестник МАИ. 2011. Т. 18. № 3. С. 287–294.
3. *Расчет* и проектирование систем разделения ступеней ракет / К.С. Колесников, В.В. Кокушкин, С.В. Борзых, Н.В. Панкова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 376 с.
4. *Разработка* и моделирование процессов отделения крупногабаритных ракетно-космических блоков / В.В. Кокушкин, Н.К. Петров, С.В. Борзых, В.В. Яськов // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 44–55.
5. *Виттенбург Й.* Динамика систем твердых тел. М.: Мир, 1980. 292 с.
6. *Лойцянский Л.Г., Лурье А.И.* Курс теоретической механики: В 2-х т. Т. I. Статика и кинематика. М.: Наука, 1982. 352 с.
7. *Докучаев Л.В.* Нелинейная динамика летательных аппаратов с деформируемыми элементами. М.: Машиностроение, 1987. 232 с.
8. *Галанин М.П., Савенков Е.Б.* Методы численного анализа математических моделей. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 591 с.

9. *Вентцель Е.С.* Теория вероятностей. М.: Физматгиз, 1969. 576 с.
10. *Овсянникова Н.Ю.* Моделирование относительного движения головного блока и спускаемого аппарата при их отделении в случае аварии ракеты-носителя // Тез. докл. XX Науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов, г. Королёв, 2014. С. 40–41.

REFERENCES

- [1] Anfalov A.S., Khomyakov M.K., Kokushkin V.V., Petrov N.K., Borzykh S.V. Analysis of Rescue Vehicle Separation from Nonstabilized International Space Station. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2008, no. 4, pp. 33–39 (in Russ.).
- [2] Bakulin V.N., Borzykh S.V., Reshetnikov M.N. Simulation of relative motion of returned capsule and transporting vehicle during their separation. *Vestnik MAI* [Bull. Moscow Aviation Inst.], 2011, vol. 18, no. 3, pp. 287–294 (in Russ.).
- [3] Kolesnikov K.S., Kokushkin V.V., Borzykh S.V., Pankova N.V. Raschet i proektirovanie sistem razdeleniya stupeney raket [The Calculation and Design of the Rocket Stage Separation Systems]. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana Publ., 2006. 376 p.
- [4] Kokushkin V.V., Petrov N.K., Borzykh S.V., Yaskov V.V. Development and Simulation of Large Space Rocket Stages Separation Processes. *Kosm. Tekh. i Tekhnol.* [Space engine. & tech.]. 2013, no. 1, pp. 44–55 (in Russ.).
- [5] Wittenburg Jens. Dynamics of Multibody Systems. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2008. 223 p.
- [6] Loitsiansky L.G., Lurie A.I. Kurs teoreticheskoy mekhaniki: V 2 t. T. I. Statika i kinematika [Course of Theoretical Mechanics. In 2 vol. Vol. 1. Static and Kinematics]. Moscow, Nauka Publ., 1982. 352 p.
- [7] Dokuchaev L.V. Nelineynaya dinamika letatel'nykh apparatov s deformiruemyimi elementami [Nonlinear Dynamics of Flight Vehicles with Deformable Elements]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 232 p.
- [8] Galanin M.P., Savenkov E.B. Metody chislennogo analiza matematicheskikh modeley [Numerical Analysis of Mathematical Models]. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana Publ., 2010. 591 p.
- [9] Wentzel E.S. Probability Theory (First Steps). Moscow, Mir Publ., 1982.
- [10] Ovsyannikova N.Yu. Modeling Upper-Stage and Reentry Module Relative Motion when Separating in Case of Launcher Failure. *Tez. dokl. XX Nauch.-tekhn. konf. molodykh uchenykh i spetsialistov* [XX Scientific and Engineering Conference of Young Scientists and Specialists. Abstracts]. Korolev, 2014, pp. 40–41 (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 10.06.2015

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

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

Хомяков Михаил Кимович — канд. техн. наук, специалист РКК “Энергия” им. С.П. Королёва.

РКК “Энергия” им. С.П. Королёва, Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4-а.

Khomyakov M.K. — Cand. Sci. (Eng.), specialist, S.P.Korolev Rocket and Space Corporation Energia.

S.P.Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, ul.Lenina 4-a, Moscow Region, 141070 Russian Federation.

Овсянникова Наталья Юрьевна — аспирантка, специалист РКК “Энергия” им. С.П. Королёва.

РКК “Энергия” им. С.П. Королёва, Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4-а.

Ovsyannikova N.Yu. — post-graduate student, specialist, S.P.Korolev Rocket and Space Corporation Energia.

S.P.Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, ul.Lenina 4-a, Moscow Region, 141070 Russian Federation.

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

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

Please cite this article in English as:

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, Mashinotr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2016, no. 1, pp. 4–16. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-1-4-16