

УДК 629.7.076.6

**АНАЛИЗ НЕУПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ ВЕРХНЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ» ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ**© 2012 И. В. Белоконов<sup>1</sup>, А. Д. Сторож<sup>2</sup>, И. А. Тимбай<sup>1</sup><sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)<sup>2</sup>ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Рассматриваются два варианта неуправляемого движения верхней ступени ракеты-носителя (РН) «Союз» после отделения космического аппарата: движение верхней ступени после окончания работы реактивного сопла, создающего дополнительную силу, уводящую верхнюю ступень от космического аппарата, и движение верхней ступени в случае исключения из циклограммы работы РН «Союз» режима использования реактивного сопла. Сформированы вероятностные модели начальных условий углового движения. Выявлены особенности движения орбитальной ступени, проявляющиеся в сохранении определённой угловой ориентации в течение времени, достаточного для успешного решения навигационно-связных задач при проведении кратковременных научных экспериментов на отработанной ступени РН «Союз».

*Ракета-носитель, движение относительно центра масс, гравитационный момент, аэродинамический момент, прецессия, угол атаки.*

При модернизации существующих и создании перспективных ракет-носителей целесообразно предусмотреть возможность дополнительного использования орбитальной ступени как платформы для проведения кратковременных научных экспериментов, что потребует на этапе проектирования целенаправленного формирования начальных условий движения после отделения основной полезной нагрузки. В данной работе проводится анализ неуправляемого движения относительно центра масс верхней ступени РН «Союз» с целью определения возможности её использования для проведения кратковременных научных экспериментов.

Рассмотрим угловое движение верхней ступени РН «Союз» после отделения полезной нагрузки. В работе [1] в статистической постановке определены следующие значения угловой скорости верхней ступени в проекциях на оси связанной системы координат (с учётом погрешностей системы управления) в момент времени, соответствующий разделению космического аппарата (КА) и верхней ступени:

$$\begin{aligned}w_x &= -(2,5 \pm 0,3)^\circ / c, \\w_y &= (0,0 \pm 2,5)^\circ / c, \\w_z &= (0,0 \pm 2,5)^\circ / c.\end{aligned}\quad (1)$$

По штатной циклограмме работы РН «Союз» через 0,7 с после отделения КА от верхней ступени открывается реактивное сопло, создающее дополнительную силу, уводящую верхнюю ступень от КА. На момент времени окончания работы реактивного сопла в [1] получены следующие оценки значений проекций угловых скоростей верхней ступени на оси связанной системы координат:

$$\begin{aligned}w_x &= (93 \pm 120)^\circ / c, \\w_y &= (-11 \pm 117)^\circ / c, \\w_z &= (2 \pm 69)^\circ / c.\end{aligned}\quad (2)$$

Отклонения проекций угловых скоростей от средних значений приведены в предположении о нормальном законе распределения соответствующих случайных величин, а сами отклонения вычислены как утроенное значение стандартного отклонения.

Рассмотрим вначале движение верхней ступени относительно центра масс, пренебрегая действием внешних сил. Бу-

дем считать, что кинетическая энергия вращения верхней ступени существенно больше работы внешних сил, обусловленных влиянием светового давления Солнца, атмосферы, гравитационного и магнитного полей Земли. Будем рассматривать верхнюю ступень как динамически симметричное твёрдое тело (моменты инерции относительно поперечных осей равны:  $I_y = I_z = I_n$ ). Тогда его вращательное движение представляет собой регулярную прецессию, при которой продольная ось тела, проходящая через центр масс, описывает круговой конус относительно неизменного в пространстве направления вектора кинетического момента  $\vec{K}_0$  (угол полураствора конуса  $a_k$ ). Движение оси симметрии вокруг вектора кинетического момента  $\vec{K}_0$  происходит с постоянной угловой скоростью прецессии  $\vec{y\&}$ . Одновременно тело вращается с постоянной угловой скоростью собственного вращения  $\vec{j\&}$  вокруг оси симметрии (рис. 1). Начальное направление поперечной составляющей угловой скорости можно считать случайной величиной, распределённой равномерно в интервале от 0 до  $2\pi$ .

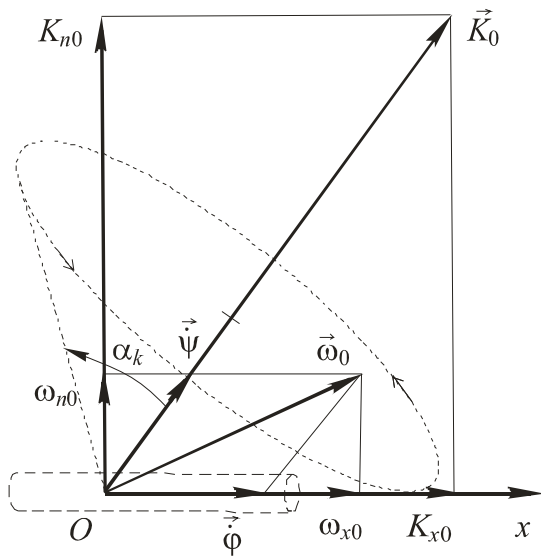


Рис. 1. Регулярная прецессия

Значения угла полураствора конуса прецессии  $a_k$ , скорости прецессии  $\vec{y\&}$  и скорости собственного вращения  $\vec{j\&}$  определяются по формулам [2]:

$$\left. \begin{aligned} a_k &= \arcsin\left(\frac{K_{n0}}{K_0}\right), \\ y\& &= \frac{K_0}{I_n}, \\ j\& &= \frac{(I_n - I_x)|w_{x0}|}{I_n}, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где  $K_0 = \sqrt{K_{x0}^2 + K_{n0}^2}$  - модуль кинетического момента;  $K_{x0} = I_x w_{x0}$ ,  $K_{n0} = I_n w_{n0}$  - соответственно, продольная и поперечная составляющие кинетического момента;  $w_0 = \sqrt{w_{x0}^2 + w_{n0}^2}$  - модуль угловой скорости;  $w_{x0}$ ,  $w_{n0} = \sqrt{w_{y0}^2 + w_{z0}^2}$  - соответственно, продольная и поперечная составляющие угловой скорости.

Проведём сравнение параметров регулярной прецессии, реализующихся после окончания работы реактивного сопла, с параметрами регулярной прецессии в случае, когда реактивное сопло не активировалось.

Для определения статистических характеристик распределения случайных величин: угла полураствора конуса прецессии  $a_k$ , скорости прецессии  $\vec{y\&}$ , скорости собственного вращения  $\vec{j\&}$  - было проведено по формулам (3) статистическое моделирование (10000 численных экспериментов) в предположении о нормальном законе распределения компонентов вектора угловой скорости с учётом числовых значений их характеристик (1) и (2). При этом продольный и поперечный моменты инерции верхней ступени рассматривались как случайные величины с равномерными законами распределения на предельных интервалах изменения их величин.

На рис. 2-3 показаны эмпирические плотности распределения угла полураствора конуса прецессии  $a_k$  после оконча-

ния работы реактивного сопла (рис. 2) и в случае, когда реактивное сопло не активировалось (рис. 3). В табл. 1 приведены средние значения и среднеквадратические отклонения угла полураствора конуса прецессии  $\alpha_k$ , скорости прецессии  $y\&$ ,

скорости собственного вращения  $j\&$ , а также поперечной угловой скорости  $w_n$  после окончания работы реактивного сопла и в случае, когда реактивное сопло не активировалось.

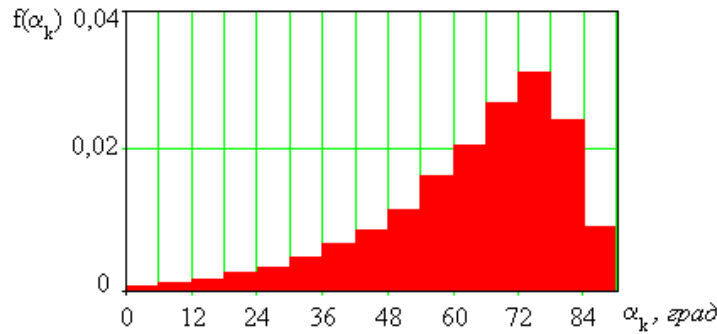


Рис. 2. Эмпирическая плотность распределения угла полураствора конуса прецессии  $\alpha_k$  после окончания работы реактивного сопла

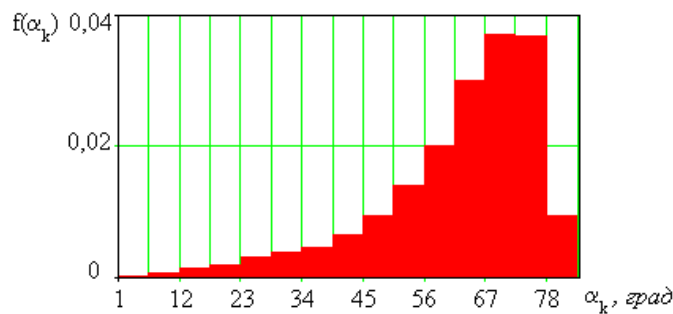


Рис. 3. Эмпирическая плотность распределения угла полураствора конуса прецессии  $\alpha_k$  в случае, когда реактивное сопло не активировалось

Таблица 1. Статистические характеристики распределения

Режим	Угол полураствора конуса прецессии		Скорость прецессии		Скорость собственного вращения		Поперечная угловая скорость	
	$\bar{\alpha}_k$ , град	$S_{\alpha_k}$ , град	$\bar{y\&}$ , град/с	$S_{y\&}$ , град/с	$\bar{j\&}$ , град/с	$S_{j\&}$ , град/с	$\bar{w}_n$ , град/с	$S_{w_n}$ , град/с
Реактивное сопло использовалось	64,0	16,6	44,4	22,3	77,3	33,1	40,7	22,6
Реактивное сопло не активировалось	62,7	14,4	1,15	0,49	2,08	0,10	1,04	0,55

Как следует из табл. 1, в обоих случаях статистические характеристики распределения угла полураствора конуса прецессии  $\alpha_k$  близки, и при этом статистические характеристики скорости прецессии  $y\&$ , скорости собственного вращения

$j\&$  и поперечной угловой скорости  $w_n$  отличаются в десятки раз.

Если внешние моменты ничтожно малы, то вектор кинетического момента сохраняет свою величину и направление в пространстве. Кинетическая энергия при этом также сохраняет свое значение. Од-

нако если имеются подвижные относительно корпуса элементы конструкции или движущиеся массы, преобразующие кинетическую энергию относительного движения в тепло, то происходит рассеивание энергии. При этом угол полураствора конуса прецессии  $a_k$  изменяется. Вращение ступени относительно оси с наименьшим моментом инерции является неустойчивым. При этом, исходя из условий постоянства вектора кинетического момента, продольная угловая скорость  $w_x$  будет уменьшаться, а поперечная  $w_n$  - возрастать. Увеличение угла  $a_k$  происходит в результате сближения поперечной оси с вектором кинетического момента. Движение ступени будет стремиться к устойчивому состоянию – вращению вокруг поперечной оси – оси с наибольшим моментом инерции ( $a_k \rightarrow 90^\circ$ ). Предельное значение поперечной угловой скорости  $w_{nk}$  и величину рассеиваемой энергии  $\Delta T$ , полагая, что движение подвижных элементов не вызывает существенного изменения моментов инерции ступени, можно приближённо определить по формулам [3]:

$$w_{nk} = \sqrt{\left(\frac{I_x}{I_n}\right)^2 w_{x0}^2 + w_{n0}^2},$$

$$\Delta T = -\frac{1}{2} \left(1 - \frac{I_x}{I_n}\right) I_x w_{x0}^2.$$

Получены следующие статистические характеристики (среднее значение и среднеквадратическое отклонение) для предельного значения поперечной угловой скорости  $w_{nk}$ , когда реактивное сопло использовалось:

$$\bar{w}_{nk} = 45,0^\circ/\text{с}; \quad s_{w_{nk}} = 21,0^\circ/\text{с};$$

и в случае, когда реактивное сопло не активировалось:

$$\bar{w}_{nk} = 1,15^\circ/\text{с}, \quad s_{w_{nk}} = 0,49^\circ/\text{с}.$$

Рассмотрим движение верхней ступени относительно центра масс под действием внешних сил при снижении с низкой околокруговой орбиты, используемой

для выведения КА типа «Прогресс» с максимальной высотой 245 км и минимальной высотой 193 км. Исследуем влияние гравитационного и аэродинамического моментов. Влияние магнитного момента оценивать не будем, полагая, что он не превосходит по величине гравитационный момент.

Определим положение вектора кинетического момента  $\vec{K}$  относительно вектора скорости центра масс  $\vec{V}$  углом  $a_v$ , а положение продольной оси ступени - пространственным углом атаки  $a_n$  (рис. 4).

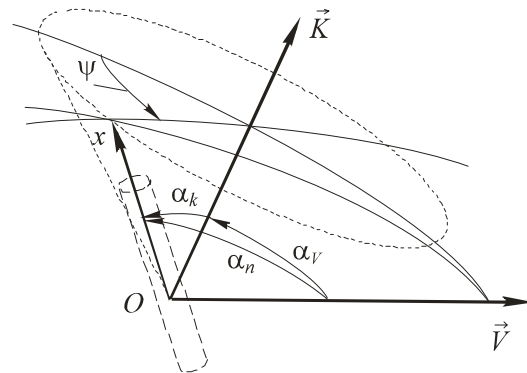


Рис. 4. Параметры, определяющие положение вектора кинетического момента и продольной оси верхней ступени относительно вектора скорости

Проведём сравнение величин гравитационного момента и аэродинамического момента, который является в рассматриваемом случае опрокидывающим. Влиянием момента сил аэродинамической диссипации будем пренебрегать. Для инерционных, центровочных, аэродинамических параметров будем принимать их средние значения. В табл. 2 приведено изменение отношения максимального значения аэродинамического момента к максимальному значению гравитационного момента от высоты для двух предельных значений плотности атмосферы: для ночной атмосферы при минимальном индексе солнечной активности и для дневной атмосферы при максимальном индексе солнечной активности [4].

Таблица 2. Изменение отношения максимального значения аэродинамического момента к максимальному значению гравитационного момента от высоты

Высота, км	250	225	200	175	150	125	100
Ночная атмосфера при минимальном индексе солнечной активности	0,4	1,1	3,1	11,5	49,3	321	8021
Дневная атмосфера при максимальном индексе солнечной активности	2,3	3,9	7,2	16,1	46,5	319	8021

Как следует из табл. 2, определяющим является аэродинамический момент. Его влияние на движение относительно центра масс проявляется в следующем. Аэродинамический момент стремится совместить продольную ось верхней ступени с направлением набегающего потока. Однако этому движению противодействуют гироскопические силы, вызывающие вынужденную прецессию вектора кинетического момента относительно вектора скорости центра масс. Вектор кинетического момента отклоняется в ту сторону, куда направлен вектор аэродинамического момента. Для сравнения характера углового движения верхней ступени после окончания работы реактивного сопла с характером движения в случае исключения из циклограммы работы РН «Союз» режима использования реактивного сопла были проведены расчёты путём численного интегрирования полной системы дифференциальных уравнений, описывающих движение центра масс и движение относительно центра масс. Для геометрических, аэродинамических, инерционных, центровочных параметров и начальных значений угловых скоростей принимались их средние значения. Плотность воздуха определялась для дневной атмосферы при максимальном индексе солнечной активности.

В случае, когда реактивное сопло использовалось, угловое движение верхней ступени вследствие большой величины кинетического момента близко к регулярной прецессии вплоть до момента входа в плотные слои атмосферы ( $H=125$  км). На рис. 5 показана траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере

относительно инерциальной системы координат с началом в центре масс. В начальный момент времени инерциальная система координат совпадает с орбитальной системой координат, а ось  $Ox$  - с трансверсалью. Как видно (рис. 5а), на высоте  $H=200$  км верхняя ступень совершает регулярную прецессию (траектория продольной оси показана на интервале времени  $Dt = 2650$  с). На высоте  $H=125$  км (рис. 5б) становится заметной вынужденная прецессия ( $Dt = 1325$  с).

В случае исключения из циклограммы работы РН «Союз» режима использования реактивного сопла величина кинетического момента значительно меньше и угловое движение близко к регулярной прецессии до высот  $H=180$  км. Затем, по мере снижения, опрокидывающий аэродинамический момент интенсивно возрастает, и продольная ось верхней ступени начинает совершать прецессионно-нутационное движение относительно изменяющегося со временем направления набегающего потока. На рис. 6 показана траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере относительно инерциальной системы координат с началом в центре масс. Как видно (рис. 6а), на высоте  $H=200$  км движение верхней ступени относительно центра масс близко к регулярной прецессии (интервал времени:  $Dt = 2650$  с). Вынужденная прецессия значительно начинает проявляться с высоты  $H=180$  км (рис. 6б,  $Dt = 2650$  с). На рис. 7 показана траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере относительно скоростной системы координат с началом в центре масс на высоте  $H=125$  км ( $Dt = 2650$  с).

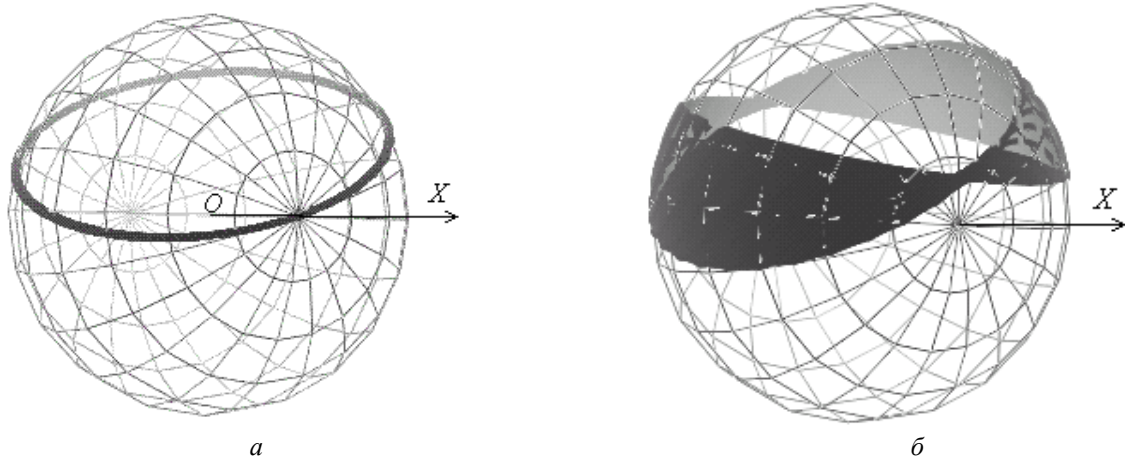


Рис. 5. Траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере относительно инерциальной системы координат в случае, когда реактивное сопло использовалось: а -  $H=200$  км; б -  $H=125$  км

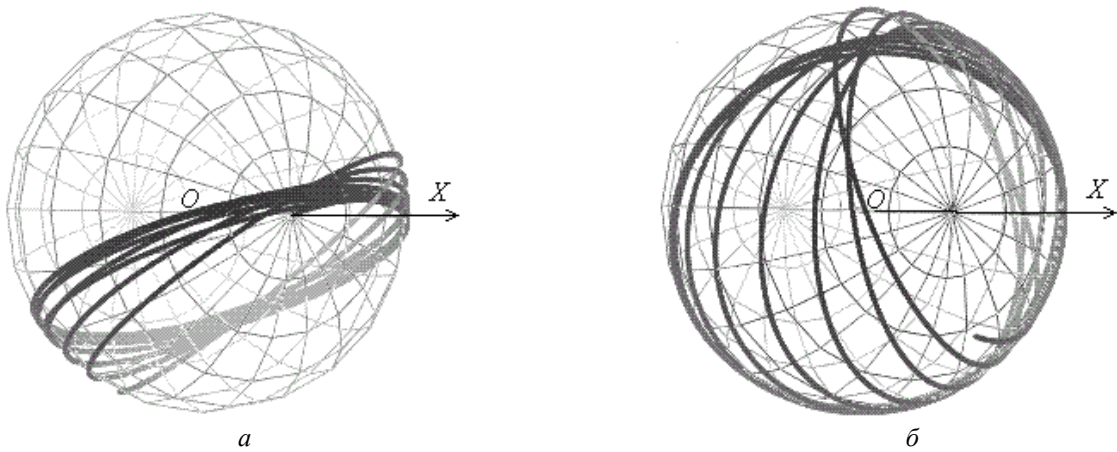


Рис. 6. Траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере относительно инерциальной системы координат в случае, когда реактивное сопло не активировалось

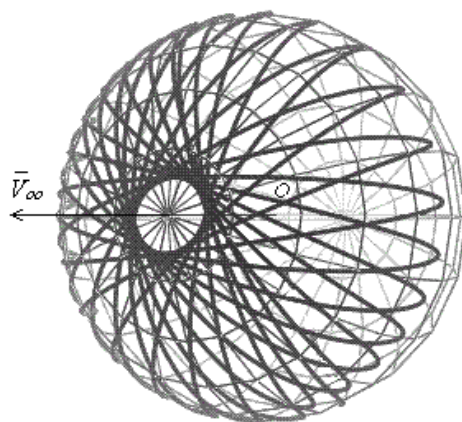


Рис. 7. Траектория продольной оси верхней ступени на единичной сфере относительно скоростной системы координат на высоте  $H=125$  км в случае, когда реактивное сопло не активировалось

Проведённый анализ позволяет сделать вывод, что в обоих случаях (с использованием реактивного сопла и в случае, когда реактивное сопло не активировалось) сохраняется определённая угловая ориентация верхней ступени в течение времени, достаточного для успешного решения навигационно-связных задач при проведении кратковременных научных экспериментов на отработанной ступени РН «Союз». При применении отработанной ступени для попутного вывода наноспутников использование реактивного сопла приведёт к созданию большого начального кинетического момента, что в ряде случаев может помешать реализации целевой задачи наноспутника. Кроме того, неопределённость в угле приложения импульса отделения наноспутника создаёт угрозу соударения с орбитальной ступенью при последующем движении.

Работа выполнена в рамках гранта Российского фонда фундаментальных исследований (№ 11-08-00644-а).

### Библиографический список

1. Белоконов, И. В. Оценка возможности управляемого схода с орбиты верхней ступени РН «Союз» за счет использования остатков топлива в баках [Текст] / И. В. Белоконов, Г. Е. Круглов, В. И. Трушляков, В. В. Юдинцев // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). - 2010. - №. 2 (22). - С. 105 – 111.
2. Маркеев, А. П. Теоретическая механика [Текст] / А. П. Маркеев - М.: Наука, 1990.
3. Алексеев, К. Б. Управление космическими летательными аппаратами [Текст] / К. Б. Алексеев, Г. Г. Бебенин. - М.: Машиностроение, 1974.
4. Основы теории полёта космических аппаратов / под ред. Г. С. Нариманова, М. К. Тихонравова. - М.: Машиностроение, 1972.

## ANALYSIS OF UNCONTROLLED MOTION OF THE “SOYUZ” CARRIER ROCKET ORBITAL STAGE AFTER PAYLOAD SEPARATION

© 2012 I. V. Belokonov<sup>1</sup>, A. D. Storozh<sup>2</sup>, I. A. Timbai<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

<sup>2</sup> State Research and Production Space Rocket Center “TsSKB-Progress”, Samara

Two variants of uncontrolled motion of the “Soyuz” carrier rocket after spacecraft separation are discussed in the paper: the motion of the upper stage after the completion of the work of the jet nozzle producing additional force that takes the upper stage away from the spacecraft; and the motion of the stage in case the mode of using the jet nozzle is eliminated in the cyclogram of “Soyuz” operation. Probability models of the initial conditions of angular motion are constructed. The peculiarities of the orbital stage motion are revealed, i.e. that it is possible to maintain certain angular orientation during the period of time sufficient for successful performing of navigation-communication tasks in the course of short-term research experiments on the “Soyuz” carrier rocket orbital stage after payload separation.

*Carrier rocket, motion around the center of mass, gravitational moment, aerodynamic moment, precession, angle of attack.*

## **Информация об авторах**

**Белоконов Игорь Витальевич**, доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [acad@ssau.ru](mailto:acad@ssau.ru). Область научных интересов: динамика полёта, баллистика, навигация в космосе.

**Сторож Александр Дмитриевич**, первый заместитель генерального конструктора, ФГУП ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», первый заместитель начальника ЦСКБ. Область научных интересов: проектирование ракет-носителей и космических аппаратов.

**Тимбай Иван Александрович**, доктор технических наук, профессор кафедры высшей математики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [timbai@ssau.ru](mailto:timbai@ssau.ru). Область научных интересов: механика космического полёта.

**Belokonov Igor Vitalyevich**, doctor of engineering, professor, head of the department of space research, Samara State Aerospace University. E-mail: [acad@ssau.ru](mailto:acad@ssau.ru). Area of research: flight dynamics, ballistics, space navigation.

**Storozh Alexander Dmitryevich**, First Deputy of General Designer, State Research and Production Space Rocket Center “TsSKB–Progress”, First Deputy of the Head of TsSKB. Area of research: designing carrier rockets and spacecraft.

**Timbay Ivan Alexandrovich**, doctor of engineering, professor, department of higher mathematics, Samara State Aerospace University. E-mail: [timbay@ssau.ru](mailto:timbay@ssau.ru). Area of research: space flight mechanics.