

УДК 629.786.2:629.784

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-5-67-74

# Моделирование процесса отделения пилотируемых кораблей от крупногабаритных орбитальных станций\*

А.С. Анфалов, Н.В. Богомолов, С.В. Борzych

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, 141070, Королев, Российская Федерация, ул. Ленина, д. 4А

## Simulation of the Separation of a Manned Spacecraft from Large Orbital Space Stations

A.S. Anfalov, N.V. Bogomolov, S.V. Borzykh

PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, 141070, Korolev, Russian Federation, Lenin St., 4A



e-mail: alexander.anfalov@rsce.ru, nbogomolov1992@gmail.com, sergey.borzykh@rsce.ru



Ключевым моментом каждой пилотируемой космической программы является обеспечение безопасности экипажа. При отделении пилотируемых кораблей от космических комплексов под безопасностью прежде всего подразумевают безударность происходящего процесса. Изложен подход к оценке безударности процесса отделения пилотируемых кораблей от крупногабаритных орбитальных станций. Приведены уравнения, полностью описывающие динамику и кинематику разделившихся космических объектов как системы абсолютно твердых тел, совершающих относительное движение под действием силовых факторов. Представлены результаты моделирования процесса отделения транспортного пилотируемого корабля «Союз» от Международной космической станции при отказах определенных групп двигателей корабля. Сделан вывод о возможности использования указанного подхода для поиска критичных отказов и накладываемых ими ограничений на допускаемую конфигурацию станции перед отделением от нее корабля.

**Ключевые слова:** процесс отделения, пилотируемый корабль, орбитальная станция, нештатная ситуация, аварийная ситуация, относительное движение



Ensuring the safety of the crewmembers is the key element in any manned space program. When a manned spacecraft undocks and departs the space station, the safety is primarily understood as a collision-free process. In this paper, an approach to the safety evaluation of manned spacecraft separation from large-sized orbital stations is considered. Equations are presented that fully describe the dynamics and kinematics of the separated space objects as a system of rigid bodies performing a relative motion under the influence of power factors. The simulation results of the Soyuz spacecraft separation from the International Space Station in emergency cases caused by certain vehicle engines failures are presented. A conclusion is made about the workability of this approach to identify critical failures and the restrictions that they impose on the possible configuration of the station before spacecraft undocking.

**Keywords:** separation process, manned spacecraft, orbital station, off-nominal situation, emergency situation, relative motion

\* Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант №17-08-01410-а).

Обеспечение безопасности экипажа с его гарантированным спасением в нештатных и аварийных ситуациях является первоочередной задачей при организации пилотируемых космических полетов, влекущей за собой множество требующих преодоления трудностей [1–4]. В частности, процесс отделения космического корабля от орбитальной станции должен происходить безударно как в рамках запланированного спуска (или перестыковки), так и при экстренном ее покидании по причине, вызвавшей необходимость досрочного возвращения на Землю.

В настоящее время внимание исследователей данной проблемы сосредоточено преимущественно на случаях, приводящих к потере контроля над движением и ориентацией станции. При этом наиболее вероятным условием считается пробой одного или нескольких ее обитаемых отсеков с дальнейшей разгерметизацией. Так, вопросы, касающиеся отделения кораблей от нестабилизированной Международной космической станции (МКС), рассмотрены в работах [5–9]. Однако угроза безопасности экипажа может проявиться и при возникновении отказов в различных корабельных системах.

Цель работы — моделирование процесса отделения пилотируемых кораблей от крупногабаритных орбитальных станций для определения необходимости корректировок действующих алгоритмов отделения (или введения новых алгоритмов), обеспечивающих их безударное относительное движение как в штатных, так и в нештатных (аварийных) ситуациях.

Рассмотрен подход, основанный на представлении разделившихся элементов как системы пространственных структурно-сложных тел, совершающих относительное движение под действием создаваемых их средствами отделения и органами управления силовых факторов. Для иллюстрации возможностей разработанного подхода приведены результаты анализа безопасности отделения транспортного пилотируемого корабля (ТПК) «Союз» от МКС при отказе определенных групп двигателей корабля.

### Моделирование процесса отделения кораблей от крупногабаритных орбитальных станций.

Расчетная схема модели движения корабля и станции (на примере отделения ТПК «Союз» от МКС), позволяющей определить их положение друг относительно друга в произвольный момент времени, показана на рис. 1.

Введем инерциальную ( $O_i X_i Y_i Z_i$ ) и две связанные системы координат (СК)  $O_1 X_1 Y_1 Z_1$  и  $O_2 X_2 Y_2 Z_2$  с началом в центре масс (ЦМ) станции и корабля.

Тела системы будем рассматривать как абсолютно твердые. В реальности космический корабль и крупногабаритная орбитальная станция представляют собой модульные составные конструкции, и при любых динамических операциях (в том числе при расстыковке и отделении) линейные и угловые перемещения тел как целого сопровождаются возбуждением ряда тонов упругих колебаний. Однако в работах [10–12] показано, что для подобного рода конструкций и процессов влияние упругих колеба-

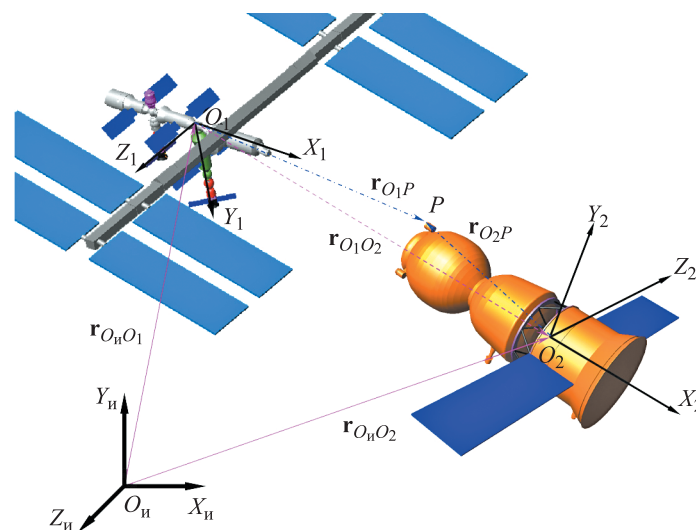


Рис. 1. Расчетная схема движения корабля и станции (на примере отделения ТПК «Союз» от МКС)

ний на пространственное движение тел как целого незначительно.

Для каждого тела системы запишем законы изменения количества движения и кинетического момента (см. рис. 1):

$$m_i \frac{d^2 \mathbf{r}_{O_i O_i}}{dt^2} = \sum \mathbf{F}_{k_i}^{(e)}; \quad (1)$$

$$[I_{O_i}] \frac{d\tilde{\boldsymbol{\omega}}_i}{dt} + \boldsymbol{\omega}_i \times ([I_{O_i}] \boldsymbol{\omega}_i) = \sum \mathbf{M}_{O_i}(\mathbf{F}_{k_i}^{(e)}), \quad (2)$$

где  $m_i$ ,  $\mathbf{r}_{O_i O_i}$ ,  $\sum \mathbf{F}_{k_i}^{(e)}$ ,  $\sum \mathbf{M}_{O_i}(\mathbf{F}_{k_i}^{(e)})$ ,  $[I_{O_i}]$ ,  $\boldsymbol{\omega}_i$  — массы, радиусы-векторы, главные векторы и моменты внешних сил, тензоры инерции, угловые скорости станции ( $i=1$ ) и корабля ( $i=2$ ) соответственно;  $t$  — время;  $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_i/dt$  — локальные производные угловой скорости.

Активными внешними силовыми факторами после отделения корабля от станции с помощью толкателей становятся гравитационные и управляющие силы и моменты. Принципы управления движением ЦМ и вокруг ЦМ космических объектов изложены в работах [13–16].

Для расчета и анализа движения корабля относительно станции получим необходимые кинематические соотношения. Выражения для радиуса-вектора  $\mathbf{r}_{O_1 P}$ , скорости  $\tilde{\mathbf{v}}_{O_1 P}$  и ускорения  $\tilde{\mathbf{a}}_{O_1 P}$  характерной «опасной» (в смысле возможного соударения) точки  $P$  в СК МКС (см. рис. 1) имеют вид

$$\mathbf{r}_{O_1 P} = [M_{i \rightarrow 1}] (\mathbf{r}_{O_i O_2} - \mathbf{r}_{O_i O_1}) + [M_{2 \rightarrow 1}] \mathbf{r}_{O_2 P}; \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{v}}_{O_1 P} = \frac{d\mathbf{r}_{O_1 P}}{dt} = [M_{i \rightarrow 1}] \left( \frac{d\mathbf{r}_{O_i O_2}}{dt} - \frac{d\mathbf{r}_{O_i O_1}}{dt} \right) + \\ + [M_{2 \rightarrow 1}] (\boldsymbol{\omega}_2 \times \mathbf{r}_{O_2 P}) - \boldsymbol{\omega}_1 \times \mathbf{r}_{O_1 P}; \quad (4) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{a}}_{O_1 P} = \frac{d\tilde{\mathbf{v}}_{O_1 P}}{dt} = [M_{i \rightarrow 1}] \left( \frac{d^2 \mathbf{r}_{O_i O_2}}{dt^2} - \frac{d^2 \mathbf{r}_{O_i O_1}}{dt^2} \right) + \\ + [M_{2 \rightarrow 1}] (\boldsymbol{\varepsilon}_2 \times \mathbf{r}_{O_2 P} + \boldsymbol{\omega}_2 \times (\boldsymbol{\omega}_2 \times \mathbf{r}_{O_2 P})) - \boldsymbol{\varepsilon}_1 \times \mathbf{r}_{O_1 P} - \\ - \boldsymbol{\omega}_1 \times (\boldsymbol{\omega}_1 \times \mathbf{r}_{O_1 P}) - 2\boldsymbol{\omega}_1 \times \tilde{\mathbf{v}}_{O_1 P}, \quad (5) \end{aligned}$$

где  $[M_{i \rightarrow 1}]$  и  $[M_{2 \rightarrow 1}]$  — матрицы перехода от инерциальной СК к связанной  $O_1 X_1 Y_1 Z_1$  и от СК  $O_2 X_2 Y_2 Z_2$  к  $O_1 X_1 Y_1 Z_1$ ;  $\mathbf{r}_{O_2 P}$  — радиус-вектор точки  $P$  в СК ТПК «Союз»;  $\boldsymbol{\varepsilon}_1$  и  $\boldsymbol{\varepsilon}_2$  — угловые ускорения станции и корабля. Знак «тильда» означает локальную производную.

Матрицы перехода в выражениях (3)–(5) получаются путем трех последовательных поворотов осей связанных СК относительно инерциальных осей:

$$[M_{i \rightarrow i}] = \begin{bmatrix} m_{11i \rightarrow i} & m_{12i \rightarrow i} & m_{13i \rightarrow i} \\ m_{21i \rightarrow i} & m_{22i \rightarrow i} & m_{23i \rightarrow i} \\ m_{31i \rightarrow i} & m_{32i \rightarrow i} & m_{33i \rightarrow i} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где

$$m_{11i \rightarrow i} = \cos \psi_i \cos \vartheta_i; \quad m_{12i \rightarrow i} = \cos \psi_i \sin \vartheta_i;$$

$$m_{13i \rightarrow i} = -\sin \psi_i;$$

$$m_{21i \rightarrow i} = \sin \gamma_i \sin \psi_i \cos \vartheta_i - \cos \gamma_i \sin \vartheta_i;$$

$$m_{22i \rightarrow i} = \sin \gamma_i \sin \psi_i \sin \vartheta_i + \cos \gamma_i \cos \vartheta_i;$$

$$m_{23i \rightarrow i} = \sin \gamma_i \cos \psi_i;$$

$$m_{31i \rightarrow i} = \cos \gamma_i \sin \psi_i \cos \vartheta_i + \sin \gamma_i \sin \vartheta_i;$$

$$m_{32i \rightarrow i} = \cos \gamma_i \sin \psi_i \sin \vartheta_i - \sin \gamma_i \cos \vartheta_i;$$

$$m_{33i \rightarrow i} = \cos \gamma_i \cos \psi_i;$$

$\psi_i$ ,  $\vartheta_i$  и  $\gamma_i$  — углы рыскания, тангажа и крена (рис. 2).

Имея матрицы перехода от инерциальной СК к связанным, получим матрицы перехода между связанными СК  $O_1 X_1 Y_1 Z_1$  и  $O_2 X_2 Y_2 Z_2$ :

$$[M_{1 \rightarrow 2}] = [M_{i \rightarrow 2}] [M_{i \rightarrow 1}]^T;$$

$$[M_{2 \rightarrow 1}] = [M_{1 \rightarrow 2}]^T.$$

Из кинематических соотношений Эйлера выразим производные углов тангажа, рыскания и крена (см. рис. 2):

$$\dot{\vartheta}_i = \frac{\omega_{y_i} \sin \gamma_i + \omega_{z_i} \cos \gamma_i}{\cos \psi_i};$$

$$\dot{\psi}_i = \omega_{y_i} \cos \gamma_i - \omega_{z_i} \sin \gamma_i;$$

$$\dot{\gamma}_i = \omega_{x_i} + (\omega_{y_i} \sin \gamma_i + \omega_{z_i} \cos \gamma_i) \operatorname{tg} \psi_i,$$

где  $\omega_{y_i}$ ,  $\omega_{z_i}$  и  $\omega_{x_i}$  — проекции угловых скоростей станции и корабля на оси их связанных СК.

При  $\psi_i = \pi/2 + n\pi$  ( $n = \pm 1, \pm 2, \pm 3, \dots$ ) возникает неопределенность, которую необходимо устранить.

Обозначим единичный вектор любой из инерциальных осей как  $\boldsymbol{\alpha}_k$ . В подвижной СК его проекции определяются направляющими косинусами:

$$\boldsymbol{\alpha}_k = \mathbf{e}_1 m_{1k_i \rightarrow i} + \mathbf{e}_2 m_{2k_i \rightarrow i} + \mathbf{e}_3 m_{3k_i \rightarrow i},$$

где  $\mathbf{e}_1$ ,  $\mathbf{e}_2$ ,  $\mathbf{e}_3$  — орты подвижной СК;  $m_{1k_i \rightarrow i}$ ,  $m_{2k_i \rightarrow i}$ ,  $m_{3k_i \rightarrow i}$  — компоненты матрицы  $[M_{i \rightarrow i}]$ .

В инерциальной СК полная производная невращающегося вектора  $\boldsymbol{\alpha}_k$  ( $k = 1, 2, 3$ ) равна нулю:

$$\frac{d\alpha_k}{dt} = \frac{\tilde{d}\alpha_k}{dt} + \omega_i \times \alpha_k = 0,$$

где  $\tilde{d}\alpha_k/dt$  — локальная производная вектора  $\alpha_k$ .

Отсюда

$$\frac{\tilde{d}\alpha_k}{dt} = -\omega_i \times \alpha_k. \quad (7)$$

Выражение (7) дает дополнительные дифференциальные уравнения первого порядка, из которых можно непосредственно определить элементы матриц перехода  $[M_{i \rightarrow j}]$  и углы тангажа, рыскания и крена:

$$\vartheta_i = \text{arctg} \frac{m_{12i \rightarrow i}}{m_{11i \rightarrow i}};$$

$$\psi_i = -\text{arcsin} m_{13i \rightarrow i};$$

$$\gamma_i = \text{arctg} \frac{m_{23i \rightarrow i}}{m_{33i \rightarrow i}},$$

где  $m_{11i \rightarrow i}$ ,  $m_{12i \rightarrow i}$ ,  $m_{13i \rightarrow i}$ ,  $m_{23i \rightarrow i}$ ,  $m_{33i \rightarrow i}$  — соответствующие компоненты матриц  $[M_{i \rightarrow j}]$ .

Таким образом, выражения (1)–(7) полностью описывают динамику и кинематику тел исследуемой системы.

### Пример расчета по предложенному подходу.

Для иллюстрации возможностей рассмотренной модели проведен анализ безопасности отделения ТПК «Союз» от порта Малого исследовательского модуля «Рассвет» (МИМ-1) МКС в штатном случае и при отказе определенных групп двигателей корабля. Исходными данными являлись массо-центровочные и инерционные характеристики ТПК «Союз» и МКС на момент разделения, параметры толкателей и двигателей причаливания и ориентации корабля [17, 18].

Для каждого расчетного случая определены траектории движения ЦМ ТПК «Союз» в СК МКС, на основании которых построены кинограммы относительного движения, позволившие оценить влияние отказов двигателей управления по разным каналам на безударность процесса отделения. В качестве примера одна из кинограмм приведена на рис. 3, где проиллюстрированы положения корабля через каждые 20 с после разрыва механических связей.

Как видно из рис. 3, отказы двигателей управления в канале «Х» приводят к увеличению времени выхода корабля из зоны безопасности станции, однако не влияют на безударность отделения. Самыми критичными при этом являются отказы двигателей управления в

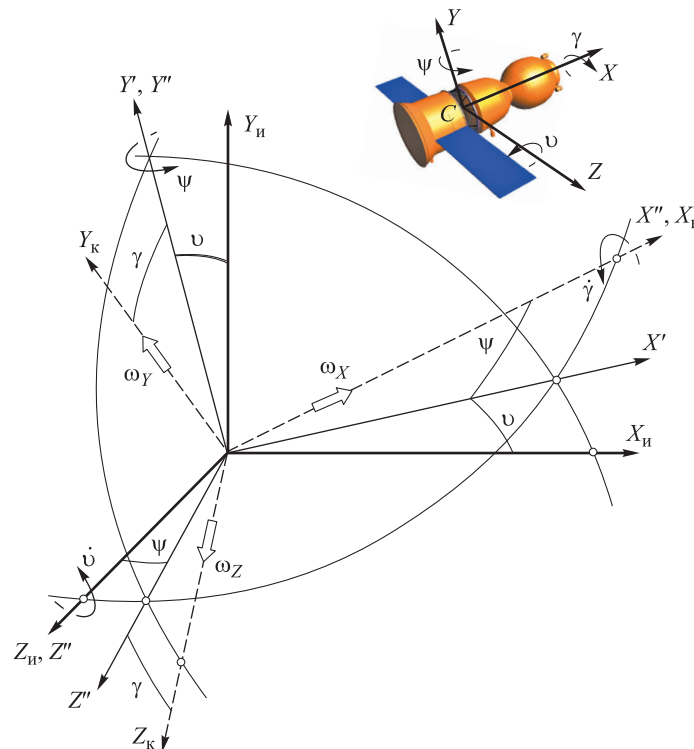


Рис. 2. Получение матриц перехода:

$X'Y'Z'$  и  $X''Y''Z''$  — СК после первого и второго поворотов;  $X_k Y_k Z_k$  — конечная (после третьего поворота) СК;  $XYZ$  — связанная с ТПК «Союз» СК;  $C$  — центр масс ТПК «Союз»

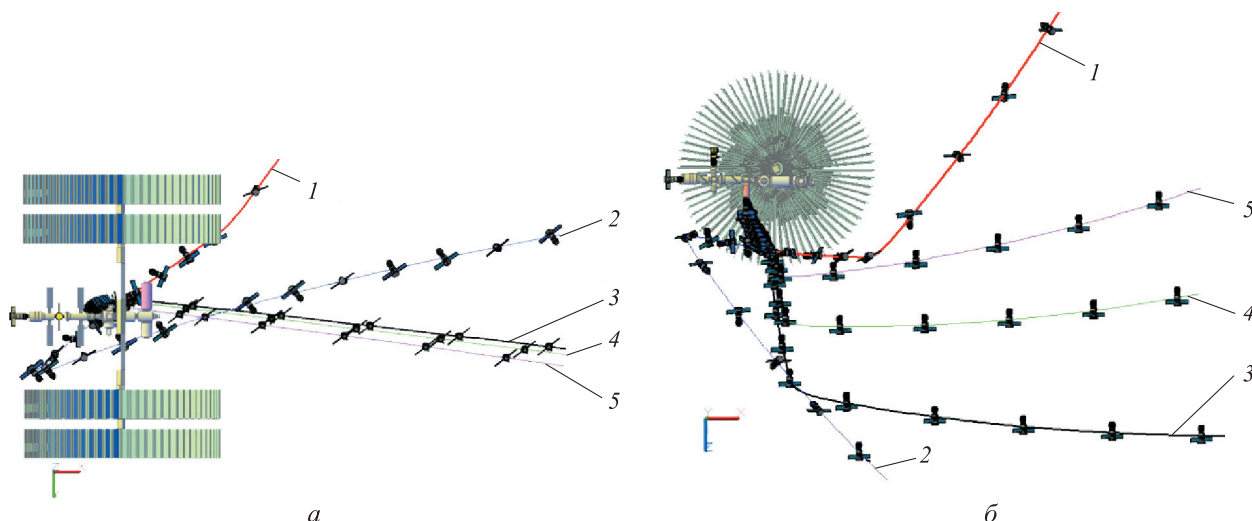


Рис. 3. Траектории движения ТПК «Союз» относительно МКС в проекциях на плоскости  $XOY$  (а) и  $XOZ$  (б) СК американского сегмента МКС:

1 — при отказе двигателей управления в канале «+Z»; 2 — при отказе двигателей управления в канале «-Z»; 3 — штатный случай; 4, 5 — при отказах двигателей управления в канале «X»

поперечных каналах «Y» и «Z», так как при неблагоприятных начальных условиях возможно столкновение ТПК «Союз» с элементами конструкции МКС, что накладывает дополнительные ограничения на диапазон допустимых положений, которые могут принимать панели солнечных батарей перед началом разделения рассматриваемых объектов.

## Выводы

1. На примере анализа безопасности процесса отделения ТПК «Союз» от порта МИМ-1

МКС показана возможность использования описанной методики для поиска наиболее критичных с точки зрения безударности отказов в системе управления движением корабля.

2. Предложенный подход может служить базой для дальнейшего анализа безопасности отделения корабля от станции в штатных и нештатных ситуациях, вызванных как отказами систем МКС, так и воздействием внешних факторов, с целью определения необходимости корректировок действующих алгоритмов отделения.

## Литература

- [1] Анфалов А.С., Богомолов Н.В., Борзых С.В. Алгоритмы отделения транспортного пилотируемого корабля «Союз МС» от Международной космической станции. *Космонавтика и ракетостроение*, 2017, № 1, с. 24–29.
- [2] Любинский В.Е., Соловьев В.А. Обеспечение безопасности экипажей космических аппаратов при управлении их полетом. *Космонавтика и ракетостроение*, 2015, № 1, с. 195–201.
- [3] Бакулин В.Н., Борзых С.В., Анфалов А.С., Богомолов Н.В. Анализ причин и последствий нештатных и аварийных ситуаций, требующих экстренной эвакуации экипажа орбитальной станции. *Матер. XX Междунар. конф. по вычислительной механике и современным прикладным программным системам*, Алушта, Крым, 24–31 мая 2017, Москва, Изд-во МАИ, 2017, с. 721–723.
- [4] Береговой Г.Т., Ярополов В.И., Баранецкий И.И., Высоканов В.А., Шатров Я.Т. *Справочник по безопасности космических полетов*. Москва, Машиностроение, 1989. 336 с.
- [5] Анфалов А.С., Борзых С.В., Кокушкин В.В., Петров Н.К., Хомяков М.К. Анализ отделения кораблей-спасателей от нестабилизированной Международной космической станции. *Космонавтика и ракетостроение*, 2008, № 4, с. 107–117.
- [6] Анфалов А.С., Хомяков М.К., Борзых С.В., Петров Н.К. Исследование динамики процесса отделения космических кораблей «Союз» от нестабилизированной Междуна-

- родной космической станции. *Ракетно-космическая техника. Тр. РКК «Энергия» им. С.П. Королёва*, 2008, сер. 12, вып. 1, с. 158–167.
- [7] Анфалов А.С., Богомолов Н.В., Борзых С.В., Хомяков М.К. Исследование безопасности процесса экстренного отделения кораблей серии «Союз» от нестабилизированной Международной космической станции поздних конфигураций. *Механика и математическое моделирование в технике. Матер. 2-й Всерос. конф.*, Москва, 22–23 ноября 2017, Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, с. 117–120.
- [8] Анфалов А.С., Богомолов Н.В., Борзых С.В. О безударности процесса отделения корабля «Союз» от неуправляемой Международной космической станции. *Фундаментальные и прикладные задачи механики. Тез. докл. Междунар. науч. конф.*, Москва, 24–27 октября 2017, Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, с. 109–110.
- [9] Bergez G., Mongrard O., Santini C., Lainé R. ATV Separation and Departure Strategy from Uncontrolled International Space Station. *Proceedings of the 18<sup>th</sup> International Symposium on Space Flight Dynamics*, Munich, Germany, 11–15 October 2004, DLR's German Space Operations Center, ESA's European Space Operations Centre, 2004, pp. 85–90.
- [10] Бакулин Д.В., Борзых С.В. Исследование динамики процесса отделения космического аппарата, содержащего упругие элементы. *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*, 2011, № 4, с. 1380–1382.
- [11] Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Панкова Н.В. *Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 374 с.
- [12] Аншаков Г.П., Асланов В.С., Балакин В.Л., Дорошин А.В., Квашин А.С., Круглов Г.Е., Юдинцев В.В. Динамические процессы в ракетно-космических системах. *Вестник СГАУ*, 2003, № 1, с. 7–22.
- [13] Иванов Д.С., Трофимов С.П., Ширококов М.Г. *Численное моделирование орбитального и углового движения космических аппаратов*. Москва, ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. 118 с.
- [14] Чернышов А.Д., Горяйнов В.В., Чернышов О.А. Применение метода быстрых разложений для расчета траекторий космических кораблей. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2015, № 2, с. 41–47.
- [15] Чернышов А.Д., Горяйнов В.В., Чернышов О.А. Расчет полета космического корабля на внеатмосферном участке траектории методом быстрых разложений. *Theoretical & Applied Science*, 2014, № 6, с. 1–4.
- [16] Платонов В.Н. Одновременное управление движением центра масс и вокруг центра масс при маневрах космических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптических орбитах с использованием электрореактивных двигателей. *Космическая техника и технологии*, 2013, № 1, с. 56–65.
- [17] *On-Orbit Assembly, Modeling, and Mass Properties Data Book*. Available at: [http://athena.ecs.csus.edu/~grandajj/ME296M/RevAB\\_Volume%20II%20Signed\\_updated.pdf](http://athena.ecs.csus.edu/~grandajj/ME296M/RevAB_Volume%20II%20Signed_updated.pdf) (accessed 7 February 2018).
- [18] Johnson N.L. The new jettison policy for the International Space Station. *Advances in Space Research*, 2006, vol. 38, no. 9, pp. 2077–2083.

## References

- [1] Anfalov A.S., Bogomolov N.V., Borzykh S.V. Algoritmy otdeleniia transportnogo pilotiruemogo korablia «Soyuz MS» ot Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii [Separation Algorithms of «Soyuz MS» Spacecraft from the International Space Station]. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and rocket science]. 2017, no. 1, pp. 24–29.
- [2] Liubinskii V.E., Solov'ev V.A. Obespechenie bezopasnosti ekipazhei kosmicheskikh apparatov pri upravlenii ikh poletom [Ensuring the Safety of a Spacecraft Crew during the Flight Management]. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and rocket science]. 2015, no. 1, pp. 195–201.
- [3] Bakulin V.N., Borzykh S.V., Anfalov A.S., Bogomolov N.V. Analiz prichin i posledstviy neshtatnykh i avariinykh situatsii, trebuiushchikh ekstretnoi evakuatsii ekipazha orbital'noi stantsii [Analysis of the causes and consequences of abnormal and emergency situ-

- ations that require emergency evacuation of the crew of the space station]. *Materialy 20 Mezhdunarodnoi konferentsii po vychislitel'noi mekhanike i sovremennym prikladnym programmnyim sistemam* [Proceedings of the 20 anniversary international conference on computational mechanics and modern applied software systems]. Alushta, Crimea, 24–31 May 2017, Moscow, MAI publ., 2017, pp. 721–723.
- [4] Beregovoi G.T., Iaropolov V.I., Baranetskii I.I., Vysokanov V.A., Shatrov Ia.T. *Spravochnik po bezopasnosti kosmicheskikh poletov* [Space flights safety handbook]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1989. 336 p.
- [5] Anfalov A.S., Borzykh S.V., Kokushkin V.V., Petrov N.K., Khomiakov M.K. Analiz otdeleniia korabli-spasatelei ot nestabilizirovannoi Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii [Analysis of Rescue Vehicle Separation from Non-stabilized International Space Station]. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and rocket science]. 2008, no. 4, pp. 107–117.
- [6] Anfalov A.S., Khomiakov M.K., Borzykh S.V., Petrov N.K. Issledovanie dinamiki protsessa otdeleniia kosmicheskikh korabli «Soyuz» ot nestabilizirovannoi Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii [Study of the dynamics of Soyuz spacecraft separation from the nonstabilized International Space Station]. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy RKK «Energia» im. S.P. Koroleva* [Rocket and space technology. Proceedings of RSC Energia named after S.P. Korolev]. 2008, ser. 12, is. 1, pp. 158–167.
- [7] Anfalov A.S., Bogomolov N.V., Borzykh S.V., Khomiakov M.K. Issledovanie bezopasnosti protsessa ekstremnogo otdeleniia korabli serii «Soyuz» ot nestabilizirovannoi Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii pozdnikh konfiguratsii [Safety analysis of Soyuz spacecraft emergency undocking from the unstabilized International Space Station of late configurations]. *Mekhanika i matematicheskoe modelirovanie v tekhnike. Mater. 2 Vseross. konf.* [Mechanics and mathematical modeling in engineering. The materials of the 2<sup>nd</sup> All-Russian conference]. Moscow, 22–23 November 2017, Moscow, Bauman Press, 2017, pp. 117–120.
- [8] Anfalov A.S., Bogomolov N.V., Borzykh S.V. O bezudarnosti protsessa otdeleniia korabli «Soyuz» ot neupravliaemoi Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii [About shocklessness of Soyuz spacecraft separation from uncontrolled International Space Station]. *Fundamental'nye i prikladnye zadachi mekhaniki. Tez. dokl. Mezhdunar. nauch. konf.* [Fundamental and applied problems of mechanics. Abstracts of the international scientific conference]. Moscow, 24–27 October 2017, Moscow, Bauman Press, 2017, pp. 109–110.
- [9] Bergez G., Mongrard O., Santini C., Lainé R. ATV Separation and Departure Strategy from Uncontrolled International Space Station. *Proceedings of the 18<sup>th</sup> International Symposium on Space Flight Dynamics*, Munich, Germany, 11–15 October 2004, DLR's German Space Operations Center, ESA's European Space Operations Centre, 2004, pp. 85–90.
- [10] Bakulin D.V., Borzykh S.V. Issledovanie dinamiki protsessa otdeleniia kosmicheskogo apparata, sodержashchego uprugie element [Investigation of dynamics of the separation process of a spacecraft containing elastic elements]. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo* [Vestnik of Lobachevsky University of Nizhni Novgorod]. 2011, no. 4, pp. 1380–1382.
- [11] Kolesnikov K.S., Kokushkin V.V., Borzykh S.V., Pankova N.V. *Raschet i proektirovanie sistem razdeleniia stupeni raket* [Calculation and design of rocket stage separation systems]. Moscow, Bauman Press, 2006. 374 p.
- [12] Anshakov G.P., Aslanov V.S., Balakin V.L., Doroshin A.V., Kvashin A.S., Kruglov G.E., Iudintsev V.V. Dinamicheskie protsessy v raketno-kosmicheskikh sistemakh [Dynamic processes in rocket-space systems]. *Vestnik SGAU* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering]. 2003, no. 1, pp. 7–22.
- [13] Ivanov D.S., Trofimov S.P., Shirobokov M.G. *Chislennoe modelirovanie orbital'nogo i uglovogo dvizheniia kosmicheskikh apparatov* [Numerical simulation of orbital and angular motion of spacecraft]. Moscow, IPM im. M.V. Keldysha publ., 2016. 118 p.
- [14] Chernyshov A.D., Chernyshov O.A., Goriainov V.V. Application of the fast expansion method for spacecraft trajectory calculation. *Russian Aeronautics*, 2015, vol. 58, no. 2, pp. 180–186.
- [15] Chernyshov A.D., Goriainov V.V., Chernyshov O.A. Calculation of flight of a spacecraft on the exoatmospheric portion of the trajectory by the method rapid expansions. *Theoretical & Applied Science*, 2014, no. 6, pp. 1–4.

- [16] Platonov V.N. Odnovremennoe upravlenie dvizheniem tsentra mass i vokrug tsentra mass pri manevrakh kosmicheskikh apparatov na geostatsionarnoi i vysokoellipticheskikh orbitakh s ispol'zovaniem elektroreaktivnykh dvigatelei [Simultaneous control of centre of mass and around centre of mass motion during spacecraft maneuvers performance on geosynchronous and high elliptic orbits using electric rocket engines]. *Kosmicheskaja tekhnika i tekhnologii* [Space technique and technologies]. 2013, no. 1, pp. 56–65.
- [17] *On-Orbit Assembly, Modeling, and Mass Properties Data Book*. Available at: [http://athena.ecs.csus.edu/~grandajj/ME296M/RevAB\\_Volume%20II%20Signed\\_updated.pdf](http://athena.ecs.csus.edu/~grandajj/ME296M/RevAB_Volume%20II%20Signed_updated.pdf) (accessed 7 February 2018).
- [18] Johnson N.L. The new jettison policy for the International Space Station. *Advances in Space Research*, 2006, vol. 38, no. 9, pp. 2077–2083.

Статья поступила в редакцию 07.03.2018

## Информация об авторах

**АНФАЛОВ Александр Сергеевич** (Королёв) — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник. ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (141070, Королёв, Российская Федерация, ул. Ленина, д. 4А, e-mail: alexander.anfalov@rsce.ru).

**БОГОМОЛОВ Николай Вячеславович** (Королёв) — аспирант, инженер второй категории. ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (141070, Королёв, Российская Федерация, ул. Ленина, д. 4А, e-mail: nbogomolov1992@gmail.com).

**БОРЗЫХ Сергей Васильевич** (Королёв) — доктор технических наук, профессор, начальник отдела. ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (141070, Королёв, Российская Федерация, ул. Ленина, д. 4А, e-mail: sergey.borzykh@rsce.ru).

## Information about the authors

**ANFALOV Aleksandr Sergeevich** (Korolev) — Candidate of Science (Eng.), Lead Researcher. PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (141070, Korolev, Russian Federation, Lenin St., 4A, e-mail: alexander.anfalov@rsce.ru).

**BOGOMOLOV Nikolay Vyacheslavovich** (Korolev) — Postgraduate, Engineer of the 2<sup>nd</sup> Category. PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (141070, Korolev, Russian Federation, Lenin St., 4A, e-mail: nbogomolov1992@gmail.com).

**BORZYKH Sergey Vasilievich** (Korolev) — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of Department. PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (141070, Korolev, Russian Federation, Lenin St., 4A, e-mail: sergey.borzykh@rsce.ru).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Анфалов А.С., Богомоллов Н.В., Борзых С.В. Моделирование процесса отделения пилотируемых кораблей от крупногабаритных орбитальных станций. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 5, с. 67–74, doi: 10.18698/0536-1044-2018-5-67-74.

### Please cite this article in English as:

Anfalov A.S., Bogomolov N.V., Borzykh S.V. Simulation of the Separation of a Manned Spacecraft from Large Orbital Space Stations. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 5, pp. 67–74, doi: 10.18698/0536-1044-2018-5-67-74.