

УДК 629.784

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-527-536

**Для цитирования:** Формирование подхода к моделированию операций орбитальной сборки реконфигурируемого космического аппарата на геостационарной орбите / Ю. Л. Королева, А. И. Хохлов, Д. А. Николаев и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 3. С. 527–536. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-527-536.

**For citation:** Koroleva Y. L., Khokhlov A. I., Nikolaev D. A. et al. [Formation of an approach to modeling orbital operations assembly of a reconfigurable spacecraft on geostationary orbit]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 3, P. 527–536. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-527-536.

## **Формирование подхода к моделированию операций орбитальной сборки реконфигурируемого космического аппарата на геостационарной орбите**

Ю. Л. Королева<sup>\*</sup>, А. И. Хохлов, Д. А. Николаев, Н. В. Борисова, М. Г. Матыленко

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» (АО «РЕШЕТНЁВ»)  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>\*</sup>E-mail: korolevayl@iss-reshetnev.ru

*Целью исследования является формирование подхода к моделированию операций орбитальной сборки реконфигурируемого космического аппарата (РКА) на геостационарной орбите. Реконфигурируемые космические аппараты представляют собой совокупность модульных космических аппаратов (МКА), где, в частном случае, на один МКА могут быть возложены функции модуля служебных систем (МСС), а на второй – функции модуля полезной нагрузки (МПН). Для обеспечения сборки РКА либо замены какого-то МКА, например, в случае его отказа, на новый, необходимо обеспечить решение задачи сближения МКА с РКА.*

*В статье проведен анализ и исследование работы системы управления движением МКА во время выполнения сближения МКА с РКА. Сформирован перечень необходимых математических моделей для осуществления операций при решении задачи сближения МКА с РКА, а также представлена структурная схема взаимодействия математических моделей. В работе представлено краткое описание математического аппарата, позволяющего осуществить моделирование операций сближения МКА с РКА. Данный математический аппарат включает в себя модель орбитального движения МКА и РКА, модели углового движения МКА и РКА, чувствительных элементов и исполнительных органов.*

*В данной работе математическое моделирование операций сближения МКА с РКА рассматривается как предмет исследования. Объектом исследования является система управления движением МКА, обеспечивающая реализацию сближения РКА на геостационарной орбите.*

*Ключевые слова: орбитальная сборка, реконфигурируемые космические аппараты, модульные космические аппараты, система управления движением.*

## **Formation of an approach to modeling orbital operations assembly of a reconfigurable spacecraft on geostationary orbit**

Y. L. Koroleva<sup>\*</sup>, A. I. Khokhlov, D. A. Nikolaev, N. V. Borisova, M. G. Matylenko

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems” (RESHETNEV JSC)  
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>\*</sup>E-mail: korolevayl@iss-reshetnev.ru

*The aim of the study is to form an approach to modeling the operations of the orbital assembly of a reconfigurable spacecraft (RS) in geostationary orbit. Reconfigurable spacecraft are a set of modular spacecraft (MS), where, in a particular case, one MS can be assigned the functions of the service systems module (MSS), and the second - the functions of the payload module (MPN). To ensure the assembly of the RC, or the replacement of some MC, for example, in case of its failure with a new one, it is necessary to provide a solution to the problem of bringing the MS with the RS.*

*The article analyzes and studies the operation of the motion control system of the MS during the convergence of the MS with the RS. A list of necessary mathematical models for performing operations in solving the problem of convergence of the MS with the RS is formed, and a block diagram of the interaction of mathematical models is presented. The paper presents a brief description of the mathematical apparatus that allows modeling the operations of convergence of the MS with the RS. This mathematical apparatus includes: a model of the orbital motion of the MS and the RS, models of the angular motion of the MS and the RS, sensitive elements and executive bodies.*

*In this paper, the mathematical modeling of the MS with the RS convergence operations is considered as the subject of research. The object of the study is the motion control system of the MS, which ensures the implementation of the approach of the RS in geostationary orbit.*

*Keywords: orbital assembly, reconfigurable spacecraft, modular spacecraft, motion control system.*

## **Введение**

Выполняемый с помощью космических аппаратов объем задач постепенно возрастает, увеличивается и востребованность космических технологий как в гражданской, так и в военной сфере. Как следствие, с увеличением числа заказчиков, готовых платить, ряд космических областей уже сейчас становятся рентабельными [1].

Еще большие возможности, в том числе и в коммерческом смысле, обещают проекты, требующие нахождения на геостационарной орбите сложных, крупногабаритных и массивных конструкций, таких как солнечные и атомные энергостанции, антенны космической связи и радиотелескопы, тяжелые межпланетные корабли и т. д. Однако массогабаритные характеристики выводимых полезных нагрузок ограничены возможностями ракет-носителей.

Выходом из сложившейся ситуации является создание на орбите реконфигурируемых космических аппаратов (РКА), состоящих из нескольких модульных космических аппаратов (МКА). Каждый МКА имеет свою конструкцию и отвечает за выполнение одной или нескольких целевых функций, например, рефлектор, топливные баки, модули служебных систем, модули полезной нагрузки и т. д.

Одной из ключевых служебных систем МКА, обеспечивающих создание орбитальной сборки РКА, является система управления угловым и орбитальным движением (СУУОД) или, по другой терминологии, система управления движением (СУД). Облик СУД и ее возможности определяют облик каждого отдельного МКА, однако для того, чтобы определить проектный облик СУД и сформировать технические требования к системе, необходимо понимать основные принципы функционирования и управления МКА на геостационарной орбите при выполнении целевой задачи. Одним из путей получения информации о физических процессах, протекающих в ходе орбитальной сборки, является проведение математического моделирования, а также важно формирование подхода к проведению данного моделирования [2].

## **Анализ и исследование работы СУД МКА во время выполнения орбитальной сборки РКА из нескольких МКА**

Орбитальное функционирование МКА условно можно разделить на несколько этапов (рис. 1).

Этапам функционирования МКА соответствуют этапы функционирования СУД МКА. СУД МКА функционирует с момента контакта отделения МКА от разгонного блока до окончания срока активного существования (САС) МКА или РКА.

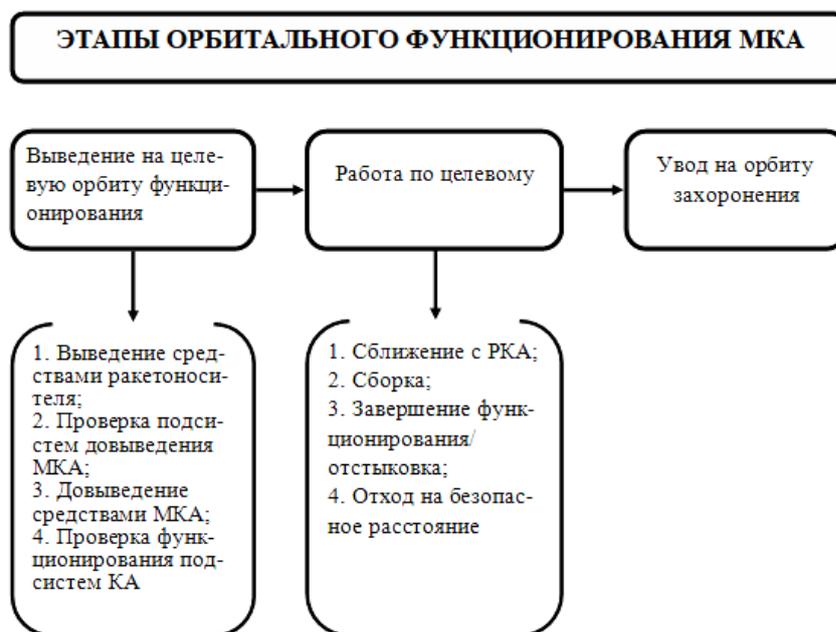


Рис. 1. Этапы орбитального функционирования МКА

Fig. 1. Stages of orbital construction of a modular spacecraft

Работа СУД МКА на этапе сближения с РКА, в зависимости от типа используемого оборудования, разделяется на два крупных подэтапа:

- сближение в дальней зоне;
- сближение в ближней зоне или зоне локальной навигации (рис. 2).



Рис. 2. Подэтапы работы СУД МКА при сближении с РКА

Fig. 2. Sub-stages of the motion control system of a model spacecraft when approaching a reconfigurable spacecraft

Задача сближения в дальней зоне состоит в том, чтобы привести МКА на орбиту, близкую к орбите РКА, с расчетом, чтобы расстояние между МКА и РКА не превышало дальности действия системы локальной навигации МКА. На этом этапе сближение осуществляется с использованием баллистических данных, получаемых как с наземных измерительных средств, так и с навигационных космических аппаратов [3]. Управление в дальней зоне предполагает серию коррекций параметров орбиты путем создания ускорения центра масс МКА с помощью реактивных двигателей малой тяги. При этом аппарат обеспечивает необходимую ориентацию как при проведении коррекции орбиты, так и в период времени, когда коррекция не осуществляется.

В ближней зоне (зоне локальной навигации) управление положением МКА осуществляется с использованием информации, полученной от оборудования локальной навигации МКА. Управление положением центра масс МКА осуществляется с использованием реактивных двигателей. Движение вокруг центра масс может осуществляться как с использованием реактивных двигателей, так и с использованием электромеханических исполнительных устройств.

В ближней зоне выполняются следующие операции:

1. Инспекция РКА. Данная операция подразумевает идентификацию (распознавание) РКА с целью выбора необходимого объекта сближения.
2. Сближение до безопасного расстояния с целью уточнения орбитальных параметров РКА и МКА и формирования дальнейшего полетного задания.
3. Облет РКА с целью первичной диагностики РКА и определения необходимой стыковочной плоскости и ответных устройств.
4. Стыковка.
5. Отстыковка с целью замены модуля либо увода на орбиту захоронения.

**Формирование перечня необходимых математических моделей для осуществления моделирования операций орбитальной сборки МКА с РКА**

Для обозначения взаимодействия необходимых математических моделей была разработана структурная схема, представленная на рис. 3.

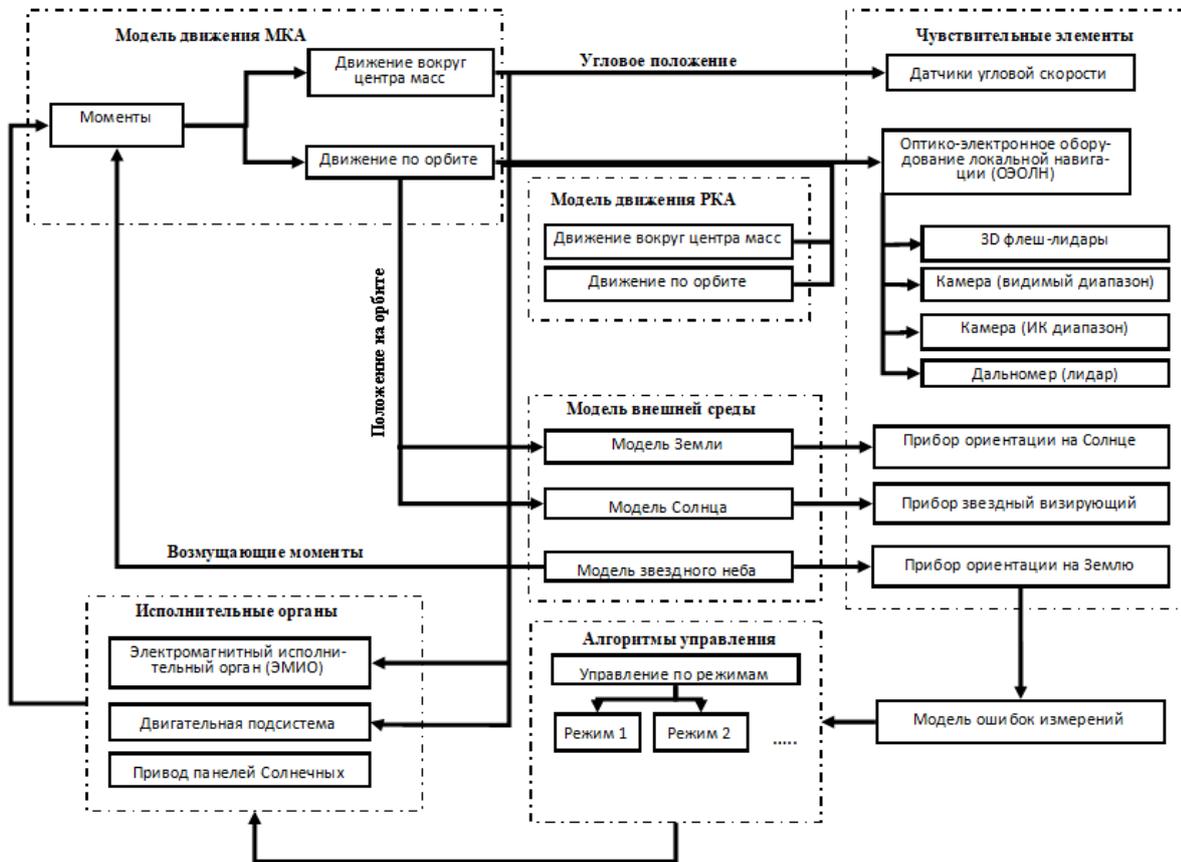


Рис. 3. Структурная схема взаимодействия необходимых математических моделей

Fig. 3. Block diagram of the interaction of the necessary mathematical models

Анализ и исследование основных этапов и операций, выполняемых МКА для осуществления своей целевой задачи, позволяют сформировать следующий перечень математических моделей, необходимых для проведения моделирования операций орбитальной сборки:

- модель орбитального движения центра масс КА;
- модель внешней среды или возмущений:
  - а) модель Солнца, включающая:
    - модель солнечного давления;
    - модель изменение положения Солнца по отношению к орбите КА;

- б) модель Земли, включающая:
  - модель гравитационного поля Земли;
  - модель магнитного поля;
  - модель углового движения относительно центра масс КА;
  - модель КА, учитывающая габаритные, массовые и инерционные характеристики, модели упругих элементов конструкций;
  - модель формирования информации от баллистического центра и наземных станций;
  - модель чувствительных элементов КА:
    - а) прибор ориентации на Солнце (ПОС);
    - б) прибор ориентации на Звезды (ПЗВ);
    - в) прибор ориентации на Землю (ПОЗ);
    - г) датчик скорости (ДС);
    - д) оборудование локальной навигации (ОЛН);
    - модель исполнительных органов:
      - а) блок реактивных двигателей ориентации (БРДО);
      - б) блок реактивных двигателей коррекции (БРДК);
      - в) электромеханический исполнительный орган (ЭМИО).

**Описание математического аппарата, позволяющего осуществить моделирование операций орбитальной сборки МКА с РКА**

3.1. Подход к формированию модели орбитального движения МКА и РКА

Описание математического аппарата стоит начать с описания используемой модели движения РКА и МКА. Модель движения должна обладать следующими свойствами:

1. Обеспечивать непрерывное моделирование операций движения двух КА на всех участках сближения.
2. Позволять осуществлять коррекцию параметров орбиты и манёвры МКА с использованием двигателей малой тяги.
3. Позволять учитывать возмущающие силы, действующие на аппарат и вызванные воздействием космического пространства (воздействия от Солнца, Земли, Луны) и функционированием исполнительных органов.
4. Обеспечивать удобное начальное положение МКА и РКА и формировать информативные данные об относительном положении двух аппаратов.

Для выполнения всех указанных ограничений, накладываемых на модели, движение МКА и РКА целесообразно описывать с использованием двух наборов уравнений: уравнений движения в окулирующих элементах для моделирования дальней зоны и уравнений движения КА в геоцентрической системе координат для моделирования маневров в ближней зоне [4–5].

При моделировании в дальней зоне маневров с малой тягой целесообразно использовать  $a_r, a_t, a_n$  математическую модель движения КА в окулирующих элементах. В этом случае предполагается, что орбита КА изменяется за счет действия управляющего ускорения, имеющего составляющие  $a_r, a_t, a_n$  ( $a_r$  – радиальная составляющая управляющего ускорения, направленная вдоль мгновенного поло-

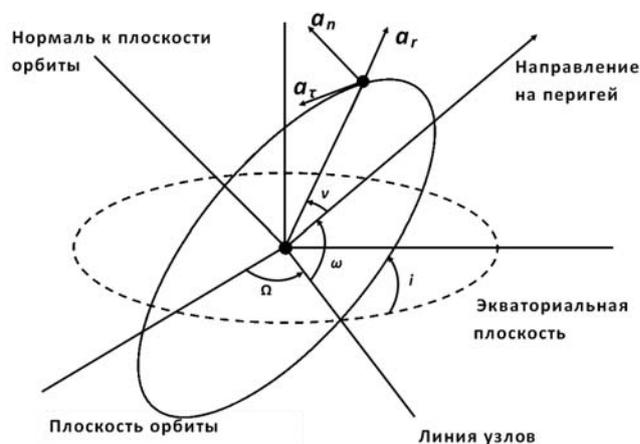


Рис. 4. Составляющие ускорения  
Fig. 4. Component acceleration

жения радиус-вектора КА;  $a_t$  – трансверсальная составляющая, ориентированная в плоскости орбиты КА перпендикулярно радиус-вектору КА;  $a_n$  – нормальная к плоскости орбиты составляющая управляющего ускорения (рис. 4).

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dt} &= a_t \sqrt{\frac{p}{\mu}} 2r, \\ \frac{de}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ a_r \sin \vartheta + a_t \left[ \left( 1 + \frac{r}{p} \right) \cos \vartheta + e \frac{r}{p} \right] \right\}, \\ \frac{d\omega_n}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[ -\frac{a_r \cos \vartheta}{e} + a_t \frac{1}{e} \left( 1 + \frac{r}{p} \right) \sin \vartheta - a_n \frac{r}{p} \operatorname{ctgi} \sin u \right], \\ \frac{d\Omega}{dt} &= a_n \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{r}{p} \frac{\sin u}{\sin i}, \\ \frac{di}{dt} &= a_n \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{r}{p} \cos u, \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[ \frac{\mu}{r^2} + a_r \frac{\cos \vartheta}{e} - a_t \frac{1}{e} \left( 1 + \frac{r}{p} \right) \sin \vartheta \right], \end{aligned} \quad (1)$$

где

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta}, \quad \frac{r}{p} = \frac{1}{1 + e \cos \vartheta}, \quad u = \omega_n + \vartheta, \quad (2)$$

$a_r = a_{rDK} + a_{rV}$ ;  $a_n = a_{nDK} + a_{nV}$ ;  $a_t = a_{tDK} + a_{tV}$ ;  $e, p, i, \Omega, \omega_n, \vartheta$  – оскулирующие значения эксцентриситета, фокального параметра, наклона орбиты, долготы восходящего узла, аргумента перигея и истинной аномалии КА;  $\mu = 398600,448 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$  – гравитационный параметр Земли;

$a_{rDK}, a_{nDK}, a_{tDK}$  – проекции ускорений, вызванные работой двигателей коррекции и ориентации. Данные ускорения поступают из модели «Двигательная подсистема».

При дальнейшем моделировании принимаем, что двигательная система МКА не формирует ускорений, следовательно, для МКА  $a_{rDK} = a_{nDK} = a_{tDK} = 0$ .

$a_{rV}, a_{nV}, a_{tV}$  – проекции ускорений, вызванные различными возмущениями, действующими на аппарат (от нецентральности гравитационного поля Земли, притяжения Луны и Солнца, светового давления). Данные ускорения поступают из модели «Модель внешней среды» [6].

Моделирование маневров ближней зоны в геоцентрической СК позволяет упростить переход к системам координат оборудования КА (орбитальная и визирная СК). Кроме того, это позволяет более наглядно задавать исходные данные о положении МКА по отношению к РКА, а также отображать результаты моделирования. Описание модели движения с использованием уравнений в геоцентрической системе координат подробно рассмотрено в работе [7]. При использовании данной модели предполагается, что маневры КА осуществляются за счет действия управляющего ускорения на оси геоцентрической системы координат, имеющего составляющие  $a_x, a_y, a_z$ .

Уравнение движения в прямоугольной геоцентрической системе координат имеет вид (3):

$$\ddot{x} = a_x - \frac{\pi_0 x}{r^3}, \quad \ddot{y} = a_y - \frac{\pi_0 y}{r^3}, \quad \ddot{z} = a_z - \frac{\pi_0 z}{r^3}. \quad (3)$$

$$a_x = a_{xDK} + a_{xV}, \quad a_y = a_{yDK} + a_{yV}, \quad a_z = a_{zDK} + a_{zV},$$

где  $a_{xDK}, a_{yDK}, a_{zDK}$  – проекции ускорения, действующие на оси геоцентрической системы координат, вызванные работой двигателей координат, коррекции или ориентации. Данные ускорения поступают из модели «Двигательная подсистема».

Как и при использовании модели в оскулирующих элементах принимаем, что МКА совершает свободный орбитальный полет, а, следовательно,  $a_{xDK} = a_{yDK} = a_{zDK} = 0$ .

$a_{xV}, a_{yV}, a_{zV}$  – проекции ускорений на оси геоцентрической системы координат, вызванные различными возмущениями, действующими на аппарат (солнечное, гравитационное, магнитное). Данные ускорения поступают из модели «Модель внешней среды».

### 3.2. Подход к формированию модели углового движения МКА

Использование модели орбитального движения обеспечивает вычисление положения центра масс МКА и позволяет управлять положением центра масс МКА на орбите. Однако для решения задач орбитальной сборки, важным является также и управление угловым положением МКА. Для этого необходимо использовать математическую модель углового движения КА [8–10].

Для операций орбитальной сборки достаточно использовать математическую модель углового движения МКА, полученную с учетом следующих допущений:

- корпус МКА является абсолютно жестким;
- панели БС и антенны являются упругими;
- положение центра масс и моменты инерции МКА остаются неизменными в процессе вращения панелей БС.

Для МКА, состоящего из абсолютно жёсткого корпуса, 2-х упругих крыльев панелей БС и 2-х упругих рефлекторов, уравнения углового движения имеют вид

$$\begin{aligned}
 & M\dot{V}_0 + \omega \times MV + \omega \times (2A_p \dot{q}_{np} + \omega \times A_p q_{np} + 2A_a \dot{q}_{na} + \omega \times A_a q_{na}) + \\
 & \quad + \dot{\omega} \times (A_p q_{np} + A_a q_{na}) + A_p \ddot{q}_{np} + A_a \ddot{q}_{na} = P_B + P_y, \\
 & J\dot{\omega} + \omega \times (J\omega + B_p \dot{q}_{np} + B_a \dot{q}_{na}) - (\dot{V}_0 + \omega \times V_0) \times (A_p q_{np} + A_a q_{na}) + B_p \ddot{q}_{np} + B_a \ddot{q}_{na} = M_B + M_y, \quad (4) \\
 & \ddot{q}_{np} + D_p \dot{q}_{np} + W_p q_{np} + B_p^T \dot{\omega} + A_p^T (\dot{V}_0 + \omega \times V_0) = 0, \\
 & \ddot{q}_{na} + D_a \dot{q}_{na} + W_a q_{na} + B_a^T \dot{\omega} + A_a^T (\dot{V}_0 + \omega \times V_0) = 0,
 \end{aligned}$$

где  $M(3 \times 3)$  – матрица, по диагонали которой находится масса МКА;  $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$  – вектор угловой скорости МКА относительно центра масс;  $V_0 = (V_{0x}, V_{0y}, V_{0z})$  – вектор линейной скорости центра масс МКА;  $J(3 \times 3)$  – тензор инерции МКА в недеформируемом состоянии;  $n_p, n_a$  – число учитываемых тонов для каждой панели БС и антенны;  $q_{np}, q_{na}$  – вектор обобщенных упругих координат движения панелей БС и антенн;

$A_p(3 \times 2n_p) = \begin{bmatrix} A_{11} \dots A_{1n_p} & A_{21} \dots A_{2n_p} \end{bmatrix}$  – матрицы коэффициентов инерционных связей в ССК, характеризующих динамическое взаимодействие корпуса МКА и упругих панелей БС;

$B_p(3 \times 2n_p) = \begin{bmatrix} B_{11} \dots B_{1n_p} & B_{21} \dots B_{2n_p} \end{bmatrix}$  – матрицы коэффициентов инерционных связей в ССК, характеризующих динамическое взаимодействие корпуса МКА и упругих антенн;

$D_p(2n_p \times 2n_p), D_a(2n_p \times 2n_p)$  – диагональные матрицы коэффициентов диссипации;  $W_p(2n_p \times 2n_p), W_a(2n_p \times 2n_p)$  – диагональные матрицы квадратов собственных частот крыльев панелей БС и антенн, соответственно;  $A_p^T(2n_p \times 3), B_p^T(2n_p \times 3)$ ,

$A_a^T (2na \times 3)$ ,  $B_p^T (2na \times 3)$ , – транспонированные матрицы  $A_p$ ,  $B_p$  соответственно;  $P_e$ ,  $P_y$ ,  $M_e$ ,  $M_y$  – векторы (в ССК) внешних и управляющих сил и моментов, действующих на МКА.

### 3.3 Подход к формированию моделей чувствительных элементов и исполнительных органов

Функционал моделей чувствительных элементов для оценки протекающих процессов можно ограничить только формированием выдаваемой информации, пригодной для управления, а именно:

- модель прибора ориентация на Солнце (ПОС) формирует углы  $\psi$  и  $\varphi$ , характеризующие отклонения оси прибора от направления на Солнце, признак наличия Солнца в поле Зрения прибора;
- модель прибора ориентация на Землю (ПОЗ) формирует углы  $\varphi$  и  $\theta$ , характеризующие отклонение оси прибора от направления на Землю, признак наличия Земли в поле зрения прибора;
- модель прибора звездного визирования (ПЗВ) формирует углы  $\psi$ ,  $\varphi$ ,  $\theta$ , характеризующие положение прибора в инерциальной системе координат, скорость изменения данных углов  $\dot{\psi}$ ,  $\dot{\varphi}$ ,  $\dot{\theta}$ ;
- модель ДС формирует скорость по каналам аппарата  $\dot{\psi}$ ,  $\dot{\varphi}$ ,  $\dot{\theta}$ ;
- модель оптико-электронного оборудования локальной навигации (ОЭОЛН) формирует углы  $\alpha, \beta$ , характеризующие отклонение оси визирования от направления на геометрический центр МКА, относительное расстояние  $D$  МКА, скорость изменения относительного расстояния  $\dot{D}$ , признак наличия МКА в поле зрения прибора.

При детальном изучении влияния характеристик приборов на качество переходных процессов и траектории маневрирования вводятся дополнительные характеристики (поле зрения, частота формирования информации и др.) [11–15].

Математические модели исполнительных органов, обеспечивающие выдачу управляющего воздействия для выполнения операций обслуживания и сближения на всех этапах функционирования КА, требуют более детальной проработки, чем чувствительные элементы, а именно:

- модель электромеханического исполнительного органа (ЭМИО) формирует управляющий момент по каналам рыскания, крена и тангажа КА от электромагнитных исполнительных органов, и, в зависимости от различных конфигураций управляющих двигателей маховиков и их установки, а также их характеристик, существенно меняется и картина переходных процессов;
- модель блока реактивных двигателей коррекции (БРДК) формирует выдачу управляющего ускорения (тягу). При моделировании необходимо рассматривать, характеристики как ксеноновых, так и гидразиновых двигателей; Важным моментом при разработке модели РДК является учет принципа работы двигателя, так как он накладывает существенные ограничения на разработку алгоритмов сближения (необходимо учитывать частоту формирования тяги ее характеристику и величину, важным параметром также является удельный импульс двигателя, влияющий на оценку топливных затрат при осуществлении маневра);
- модель БРДО формирует управляющий момент по каналам рыскания, крена и тангажа КА. По аналогии с БРДК необходимо учитывать все те же характеристики;
- модель устройства привода батарей солнечных (УПБС) формирует скорость вращения привода солнечных батарей. Данная модель может быть упрощена и ограничена выдачей, скоростью и углом поворота солнечных панелей.

Указанный перечень математических моделей позволяет в полном объеме осуществить моделирование процессов орбитальной сборки и провести исследование алгоритмов управления МКА с целью формирования требований к системе управления МКА.

### Заключение

На текущем этапе работы по формированию подхода к моделированию операций орбитальной сборки МКА с РКА на геостационарной орбите получены следующие результаты:

- определены этапы орбитального функционирования МКА и выполнен анализ орбитальной сборки МКА с РКА как этапа орбитального функционирования МКА;
  - определен перечень необходимых математических моделей для осуществления моделирования операций орбитальной сборки МКА с РКА;
  - описан математический аппарат, позволяющий осуществить моделирование операций орбитальной сборки МКА с РКА.
- Полученные результаты позволяют перейти к следующей задаче – моделированию операций орбитальной сборки МКА с РКА.

### Библиографические ссылки

1. Каткалов В. Б. Воздушно-космическая сфера // Космические услуги и операции: состояние и перспективы. 2020. № 2. С.72–74.
2. Гончаревский В. С. Методы и алгоритмы управления относительным движением космических аппаратов. М. : МО РФ, 1998. 87 с.
3. Ивашкин В. В. Оптимизация космических маневров. М. : Наука, 1975, 392 с.
4. Лебедев В. Б., Соколов А. А. Встреча на орбите. М. : Машиностроение, 1969. 178 с.
5. Авдеев Ю. Ф. Полет космических аппаратов: примеры и задачи. М., 1990. 270 с.
6. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М. : Наука, 2011. 303 с.
7. Балахонцев В. Г., Иванов В. А., Шабанов В. И. Сближение в космосе. М. : Воениздат, 1973. 367 с.
8. Гроздовский Г. Л., Иванов Ю. Н., Токарев В. В. Механика космического полета с малой тягой / Г.Л. Гроздовский. М. : Наука, 1966. 680 с.
9. Ефанов В. В., Шевалев И. Л. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / под ред. В. В. Ефанов, К. М. Пичхадзе. М. : Изд-во МАИ, 2012. 526 с.
10. Батраков А. С., Анатольев А. Ю. Математическая модель для прогнозирования линейного разрешения оптико-электронных систем дистанционного зондирования // Оптический журнал. 2000. № 7. С. 92–99.
11. Косарев Н. С., Щербаков А. С. Статический анализ точности определения положения спутников систем ГЛОНАСС И GPS // Вестник СГУГиТ. 2014. № 4 (32). С. 9–15.
12. Хижняк Н. Спутник CleanSpace One готовится к генеральной уборке нашей орбиты от мусора [Электронный ресурс]. URL: <https://hi-news.ru/technology/sputnik-cleanspace-one-gotovitsya-k-generalnoj-uborke-nashej-orbity-ot-musora.html/amp> (Дата обращения: 29.05.2023).
13. Smet G., Patti S. A Mechanisms Perspective on Microvibration // Good Practices and Lessons Learned, 44th Aerospace Mechanisms Symposium, Cleveland, Ohio. 2018. 28 p.
14. An Evaluation of Reaction Wheel Emitted Vibrations for Large Space Telescope. NASA Technical Report, 1976, №76-18213, 74 p.
15. Sudey J., Schulman J. In-orbit Measurements of Landsat-4 Thematic Mapper Dynamic Disturbances // 35th International Astronautical Federationю 1984. P. 94–117.

### References

1. Katkalov V. B. [Space services and operations: status and prospects]. *Kosmicheskie uslugi i operatsii: sostoyanie i perspektivy*. 2020, No. 2, P. 72–74 (In Russ.).
2. Goncharevsky V. S. *Metody i algoritmy upravleniya otnositel'nym dvizheniem kosmicheskikh apparatov* [Methods and algorithms for controlling the relative motion of spacecraft]. Moscow, MO RF Publ., 1998, 87 p.
3. Ivashkin V. V. *Optimizatsiya kosmicheskikh manevrov* [Optimization of space maneuvers]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 392 p.

4. Lebedev V. B., Sokolov A. A. *Vstrecha na orbite* [Meeting in orbit]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969, 178 p.
5. Avdeev Yu. F. *Polet kosmicheskikh apparatov: primery i zadachi* [Spacecraft flight: examples and tasks]. Moscow, 1990, 270 p.
6. Eljasberg P. E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of flight of artificial Earth satellites]. Moscow, Nauka Publ., 2011, 303 p.
7. Balakhontsev V. G., Ivanov V. A., Shabanov V. I. *Sblizhenie v kosmose* [Rendezvous in space]. Moscow, Voenizdat Publ., 1973, 367 p.
8. Grozdovsky G. L., Ivanov V. N., Tokarev V. V. *Mekhanika kosmicheskogo poleta s maloy tyagoy* [Mechanics of low-thrust space flight]. Moscow, Nauka Publ., 1966, 680 p.
9. Efanov V. V., Shevalev I. L. *Proektirovanie avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh nauchnykh issledovaniy* [Design of automatic spacecraft for fundamental scientific research]. Ed. V. V. Efanov, K. M. Pichkhadze. Moscow, MAI Publ., 2012, 526 p.
10. Batrakov A. S., Anatolyev A. Yu. [Mathematical model for predicting linear resolution of optoelectronic remote sensing systems]. *Opticheskiy zhurnal*. 2000, No. 7, 92–99 p. (In Russ.).
11. Kosarev N. S., Gerbakov A. S. Statistical analysis of the effectiveness of the use of satellites using GLONASS and GPS. *Bulletin of the University*. 2014, № 4 (32). 9-15 p.
12. Khizhnyak N. *Sputnik CleanSpace One gotovitsya k general'noy uborke nashey orbity ot musora* [The CleanSpace One satellite is preparing for a general cleaning of our orbit from debris]. Available at: <https://hi-news.ru/technology/sputnik-cleanspace-one-gotovitsya-k-generalnoj-uborke-nashey-orbity-ot-musora.html/amp> (accessed: 29.05.2023).
13. Smet G., Patti S. Mechanisms' View on Micro-vibration – Best practices and Lessons Learned. *44th Symposium on Aerospace Mechanisms*. Cleveland, Ohio, 2018, 28 p.
14. Evaluation of vibrations emitted by a jet wheel for a Large Space Telescope. NASA Technical Report, 1976, No. 76-18213, 74 p.
15. Judges J., Shulman J. Orbital measurements of dynamic disturbances of the thematic cartographer Landsat-4. *35th International Astronautical Federation*. 1984, P. 94–117.

© Королева Ю. Л., Хохлов А. И., Николаев Д. А.,  
Борисова Н. В., Матыленко М. Г., 2023

---

**Королева Юлия Львовна** – инженер; Акционерское общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: korolevayl@iss-reshetnev.ru.

**Хохлов Антон Игоревич** – ведущий инженер-конструктор; Акционерское общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: hohlovai@iss-reshetnev.ru.

**Николаев Дмитрий Андреевич** – инженер-конструктор 3 категории; Акционерское общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nikolaevda@iss-reshetnev.ru.

**Борисова Наталья Владимировна** – инженер-конструктор 3 категории; Акционерское общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: borisovanv@iss-reshetnev.ru.

**Матыленко Михаил Геннадьевич** – заместитель начальника отдела; Акционерское общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: mathylenko@iss-reshetnev.ru.

**Koroleva Yulia Lvovna** – engineer; Joint-Stock Company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: korolevayl@iss-reshetnev.ru.

**Hohlov Anton Igorevich** – leading Design Engineer; Joint-Stock Company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: hohlova@iss-reshetnev.ru.

**Nikolaev Dmitry Andreevich** – design engineer of the 3rd category; Joint-Stock Company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: nikolaeva@is-reshetnev.ru.

**Borisova Natalia Vladimirovna** – design engineer of the 3rd category; Joint-Stock Company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: borisovanv@iss-reshetnev.ru.

**Mathylenko Mikhail Gennadievich** – Deputy Head of the Department; Joint Stock Company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: mathylenko@iss-reshetnev.ru.

---