

УДК 629.7.076.6

DOI: 10.25559/SITITO.14.201804.923-930

## ИТ-ТЕХНОЛОГИИ В ЗАДАЧАХ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИ ПОПУТНОМ ЗАПУСКЕ И ОТДЕЛЕНИИ МИКРОСПУТНИКА С БОРТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.И. Шулепов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, г. Самара, Россия

## IT-TECHNOLOGIES IN THE PROBLEMS OF IMPROVING EFFICIENCY WITH THE ASSOCIATED START AND SEPARATION OF THE MICRO SATELLITE ON-BOARD SPACE APPARATUS

Aleksandr I. Shulepov

Samara National Research University, Samara, Russia

© Шулепов А.И., 2018

### Ключевые слова

Малый космический аппарат; ракета-носитель; платформа выведения; поверхности второго порядка; размещение; моменты инерции; балансирующая масса; локальный экстремум; вероятностная оценка; математическое ожидание; номер группировки; функция цели размещения по заданному центру масс; выпуклые многогранники; инспектирование объектов; плоскость орбиты; скоростной манёвр.

### Keywords

Small spacecraft; carrier rocket; launch platform; second order surfaces; accommodation; moments of inertia; balancing mass; local extremum; probability estimate; expected value; grouping number; target placement function for a given center of mass; convex polyhedra; inspection of objects; the plane of the orbit; speed maneuver.

### Аннотация

Всё большую роль в последнее время по освоению ближнего и дальнего космоса начинают приобретать исследования с помощью малых космических аппаратов. В этой связи можно определённо говорить о целой индустрии малой космической техники, проблемах её создания, применения, запуска и эксплуатации. К настоящему моменту имеется большой арсенал ракет-носителей различного класса, накоплено большое количество конверсионной ракетной техники, позволяющих прямым или попутным способом обеспечить не только доставку малой космической техники на рабочие орбиты, но и выполнять контрольные и другие функции за базовыми космическими аппаратами различного назначения.

В данной работе рассматривается проблема относительного движения малых космических аппаратов с учётом их компоновки на платформе выведения и параметров отделения. В качестве решения предложен алгоритм нахождения оптимальной компоновки аппаратов на платформе и моделирование их отделения и последующего движения. Обоснован выбор возмущающих факторов, которые используются при моделировании орбитального движения. Приведены результаты компоновки и графики относительного положения платформы выведения и малого космического аппарата, относительного положения двух отделившихся аппаратов на заданном промежутке времени. Представлено моделирование движения отделившегося аппарата вблизи международной космической станции.

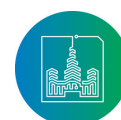
### Abstract

Recently, the study of the near and far space with the help of small spacecraft has become more important. In this regard, we can definitely talk about the whole industry of small space technology, the problems of its creation, application, launch and operation. Today we have a large arsenal of carrier rockets of various classes, numerous conversion rocket technologies has been accumulated, allowing, directly or indirectly, to ensure not only the delivery of small space technology to working orbits, but also to perform control and other functions for basic spacecraft of various purposes.

This paper addresses the problem of the relative motion of small spacecraft, taking into account their layout on the launch platform and separation parameters. As a solution, an algorithm is proposed for finding the optimal layout of devices on the platform and modeling their separation and subsequent movement. The choice of perturbing factors that are used in the simulation of orbital motion is substantiated. The results of the layout and graphics of the relative position of the launch platform and the small spacecraft, the relative position of the two separated vehicles at a given time interval are given. The modeling of the movement of the separated apparatus near the international space station is presented.

### Об авторе:

**Шулепов Александр Павлович**, кандидат технических наук, доктор транспорта, доцент, кафедра космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева (443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, д. 34), действительный член Российской академии транспорта, ORCID: <http://orcid.org/0000-0002-8863-8150>, shulepov-al@mail.ru



## Введение

В настоящее время распространена практика попутных запусков космических аппаратов (КА), а именно групповой запуск малых космических аппаратов (МКА) или попутный вместе с «большим» КА. При данных способах выведения возникает ряд задач, которые необходимо решить на этапах проектирования: выбор параметров отделения, включающих положение на платформе выведения, начальная скорость и направление отделения, дальнейшая схема движения, обеспечение манёвра сближения.

Для решения описанных задач в данной работе рассматривается проблема относительного движения малого космического аппарата с учётом его размещения на базовом космическом аппарате. В качестве решения предложен алгоритм поиска оптимальной компоновки группы МКА на базовой платформе. Проведён анализ движения отделившегося аппарата при различных способах отделения и начальных скоростных импульсов.

В предложенных методах и алгоритмах используются следующие предположения: 1) движение происходит в центральном ньютоновском поле тяготения без учёта влияния атмосферы; 2) рассматриваемые орбиты близки к круговым; 3) тяга двигательной установки КА не ограничивается, т. е. задача рассматривается в импульсной постановке; 4) встреча реализуется проведением ряда манёвров сближения, каждый из которых включает импульс тяги и следующий за ним участок полёта по кеплеровой траектории.

Алгоритм решения задачи компоновки

К отсекам в ракетной и космической технике (летательным аппаратам, космическим аппаратам) предъявляется ряд требований, выполнение которых зависит от размещения оборудования, приборов и агрегатов /1,2, 3,4, 6,9,10,16,19,23/.

В частности, обеспечение устойчивости и управляемости накладывает ограничения на положение центра масс и величины моментов инерции отсеков /5,6,7,8,9,17/. В задании на проектирование отсека определены требуемые координаты центра масс отсека и их допустимые отклонения по осям, а также требования к моментам инерции отсека.

Положение центра масс отсека определяется заданной степенью статической устойчивости изделия и зависит от размещения оборудования, приборов и агрегатов в отсеке следующим образом:

$$\mathbf{Y}_c(U) = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \mathbf{U}_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad (1)$$

где  $\mathbf{Y}_c$  - вектор центра масс отсека;  $\mathbf{U}_i$  - вектор центра масс размещаемого объекта;  $m_i$  - масса размещаемого объекта;  $n$  - число объектов размещения.

Ограничения на положение центра масс задаются в виде

$$|F(\mathbf{Y}_c - \mathbf{Y}_z)| - \delta_c \leq 0, \quad (2)$$

где  $\mathbf{Y}_z$  - вектор требуемого положения центра масс отсека;  $|F(\mathbf{Y}_c - \mathbf{Y}_z)|$  - функция, определяющая допустимое отклоне-

ние центра масс;  $\delta_A$  - величина допустимого отклонения.

Для некоторых типов, например, космических аппаратов высокой оперативности задаются ограничения на моменты инерции. Наиболее распространено требование равенства моментов инерции относительно осей  $OX$  и  $OY$  (в декартовой системе координат  $OXYZ$ )

$$\sum_{i=1}^n [m_i (y_i - z_i) + (J_{z_i} - J_{y_i})] = 0, \quad (3)$$

где  $E_i, y_i, z_i$  - координаты центра масс микроспутника;  $J_{z_i}, J_{y_i}$  - собственные моменты инерции микроспутника.

В некоторых случаях особенности полета космического аппарата накладывают ограничения на центробежные моменты инерции

$$|\sum_{i=1}^n m_i x_i y_i| + |\sum_{i=1}^n m_i y_i z_i| + |\sum_{i=1}^n m_i z_i x_i| \leq \epsilon_J, \quad (4)$$

где  $\epsilon_J$  — допуск на сумму центробежных моментов инерции, определяющий степень совпадения главных осей инерции отсека с осями космического аппарата.

Выполнение ограничений по центровке и моментам инерции может быть достигнуто размещением балансировочных грузов, в нашем случае размещением микроспутников на базовом космическом аппарате. С учетом этого требования (2) ... (4) можно свести к определению координат положения микроспутников и их массы. При этом груз размещается, как правило, на периферии зоны размещения, т. е. его положение задано границей поверхности отсека космического аппарата, а переменными, определяющими его массу, являются координаты размещения компоновочных микроспутников и агрегатов /11, 12, 14, 15, 18, 19, 20, 21, 22/.

Балансировочная масса, обеспечивающая заданное положение центра масс отсека космического аппарата, определяется выражением

$$m_A = \min_{U_i, U_A \in G} \frac{\sum_{i=1}^n m_i \mathbf{U}_i - \mathbf{Y}_z \sum_{i=1}^n m_i}{\mathbf{Y}_z - \mathbf{U}_A}, \quad (5)$$

где  $\mathbf{U}_A$  - вектор размещения балансировочного груза;  $G$  - множество точек, принадлежащих зоне размещения.

Точка установки балансировочного груза лежит на прямой, проходящей через требуемый и действительный центры масс отсека, и максимально приближена к границе зоны (Балансировочный груз максимально приближен к границе отсека рис.(1).

$$m_b = \min_{U_i, U_b \in G} \frac{\sum_{i=1}^n m_i (y_i^2 - z_i^2) + (J_{z_i} - J_{y_i})}{z_b^2 - y_b^2}, \quad (6)$$

Здесь:

$m_b$  - масса балансировочного груза,

$\mathbf{U}_b(x_b, y_b, z_b)$  - вектор его положения.

Если ось  $OX$  пересекает отсек, то точка установки балансировочного груза лежит в одной из плоскостей  $XOY$  (рис.2) или  $ZOX$ . Для сохранения заданного положения центра масс груз может быть разделен на две взаимно уравновешенные части.



Выполнение условия (4) требует установки балансирующей массы

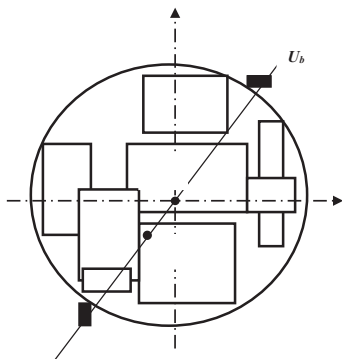


Рис. 1. Установка балансирующей массы при смещении центра масс отсека  
Fig. 1. Installation of the balancing mass when the center of mass of the

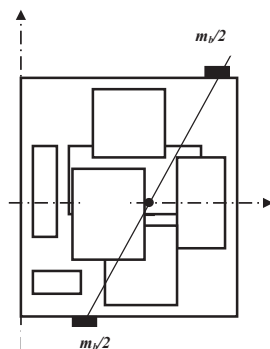


Рис. 2. Установка балансирующих масс при изменении центробежных моментов инерции

Fig. 2. Installation of balancing masses when changing centrifugal moments of inertia

$$m_b = \frac{J_{xy}}{R^2 l_x l_y} = \frac{J_{yz}}{R^2 l_y l_z} = \frac{J_{zx}}{R^2 l_z l_x}, \quad (7)$$

где  $J_{xy}, J_{yz}, J_{zx}$  — центробежные моменты инерции отсека;  
 $l_x, l_y, l_z$  — направляющие косинусы прямой, проходящей через начало координат, на которой размещен груз;  $R$  — расстояние от начала координат до точки установки груза,

$$l_x = \pm \sqrt{\frac{J_{xy}^2 J_{xz}^2}{J_{xy}^2 J_{yz}^2 + J_{yz}^2 J_{zx}^2 + J_{zx}^2 J_{xy}^2}}; \quad (8)$$

$l_y, l_z$  определяются аналогично.

Знаки направляющих косинусов подбираются таким образом, чтобы выполнялось условие  $m_b > 0$ . Это возможно, если  $J_{xy}, J_{yz}, J_{zx} < 0$ , в противном случае размещение груза приведет к тому, что два момента инерции сведутся к нулю, а третий — удвоится. Целесообразно выбирать направление установки груза таким образом, чтобы удваивался центробежный момент, наименьший по модулю. Для его уравновешивания устанавливается дополнительный балансирующий груз

$$m_b = -J_{yz} / R_i^2, \quad (9)$$

где  $R_i$  — расстояние от центра масс изделия до точки уста-

новки груза,

$$J_{xy} \leq J_{yz} \leq J_{zx}. \quad (10)$$

Масса  $m_b$  размещается на прямой, определяемой направляющими косинусами

$$l_x = 0; \quad l_y = l_z = 1/\sqrt{2}. \quad (11)$$

В тех случаях, когда требования простоты монтажа и демонтажа отсека приобретают особо важное значение, их можно учесть при размещении микроспутников [13,16,17,18,20,21,23].

Эксплуатационные затраты могут быть выражены количественно как функция параметров размещения. Например, для оценки работ при многократной замене оборудования подходит соотношение:

$$Z(U) = \sum_{j=1}^n \frac{P_o}{P_j} \left[ m_j R_j(U_j) + \sum_{i \in I_j} m_i R_i(U_i) \right], \quad (12)$$

где:  $Z(U)$  — относительные трудовые затраты;

$P_o$  — ресурс космического аппарата;

$P_j$  — ресурс микроспутника  $j$ ;

$m_j$  — массы микроспутников (в случае больше одного);

$R_i, R_j$  — расстояние от места установки микроспутника до монтажного люка;

$n$  — число микроспутников;

$I_j$  — множество номеров устройств, мешающих демонтажу.

Функция (12) пропорциональна сумме работ по перемещению микроспутников при демонтаже и повторных установках с учетом числа перемещений.

Процесс установки микроспутников и прокладки кабелей требует обеспечить зазоры между внешними устройствами и свободное перемещение оборудования к месту установки. Для реализации требований к сборке целесообразно при формализации решения задачи автоматизированного размещения опираться на опыт проектировщика (т.е. использовать диалоговый режим).

Следуя выше изложенному, можно улучшая (во всяком случае не ухудшая) основные характеристики космического аппарата, (например, массово-центровочные, эксплуатационные и др.) осуществить запуск микроспутника.

## Моделирование движения МКА и вывод параметров отделения

Для исследования движения отделившегося МКА применялась линеаризованная модель относительного движения в предположении центральности гравитационного поля притяжения, которая в скалярной форме записывается в виде [1]

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2\omega\dot{y} = \alpha_1, \\ \ddot{y} - 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 y = \alpha_2, \\ \ddot{z} + \omega^2 z = \alpha_3, \end{cases} \quad (13)$$

где  $x, y, z$  — координаты в объектно-центрической системе координат,



$\omega = \sqrt{\frac{\mu}{r_a^3}}$  – угловая скорость объекта на данном расстоянии от центра притяжения,

$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$  – проекции возмущающих и управляющих ускорений,

$$\begin{cases} x(t) = x_0 + \frac{2(\Delta V_y + V_y)}{\omega}(\cos \omega t - 1) + 6y_0(\sin \omega t - \omega t) + \frac{(\Delta V_x + V_x)}{\omega}(4 \sin \omega t - 3\omega t), \\ y(t) = y_0(4 - 3 \cos \omega t) + \frac{(\Delta V_y + V_y)}{\omega} \sin \omega t + \frac{2(\Delta V_x + V_x)}{\omega}(1 - \cos \omega t), \\ V_x(t) = -6y_0\omega(1 - \cos \omega t) - 2(\Delta V_y + V_y) \sin \omega t + (\Delta V_x + V_x)(4 \cos \omega t - 3), \\ V_y(t) = 3y_0\omega \sin \omega t + 2(\Delta V_x + V_x) \sin \omega t + (\Delta V_y + V_y) \cos \omega t. \end{cases}$$

Так как модель линеаризованная, рассматриваем движение только в плоскости орбиты.

В зависимости от конечных условий манёвра отделения разделим скоростные импульсы на два типа: координатный манёвр и скоростной манёвр. Первый предполагает отделение за

ось  $x$  сонаправлена с вектором скорости платформы выведения, а ось  $y$  направлена в радиальном направлении от центра притяжения.

Решая уравнения (1) при нулевых правых частях получим

заданный промежуток времени в заданную точку, а второй отделение за заданное время с обнулением вектора скорости. Для удобства представим данные манёвры в виде линейных уравнений с коэффициентами (табл. 1)

Таблица 1. Манёвры отделения  
Table 1. Maneuver Branch

Координатный манёвр	Скоростной манёвр
$x(T) = x_k^*, y(T) = y_k^*$	$\dot{x}(T) = \dot{y}(T) = 0$
$\Delta V_x = -\frac{\omega}{b}[(x_0 - x_k)a_1 + y_0a_2 + y_k a_5],$ $\Delta V_y = -\frac{\omega}{b}[(x_0 - x_k)a_3 + y_0a_4 + y_k a_6]$	$\Delta V_{\dot{x}} = (\omega y_0 A_1 + A_3 \dot{x}_k + A_4 \dot{y}_k) / B,$ $\Delta V_{\dot{y}} = (\omega y_0 A_2 + A_5 \dot{x}_k + A_6 \dot{y}_k) / B,$
$a_1 = \sin \omega T, a_2 = -6\omega T \sin \omega T - 14(\cos \omega T - 1),$ $a_3 = 2(1 - \cos \omega T), a_4 = 3\omega T \cos \omega T - 4 \sin \omega T,$ $a_5 = -A_3, a_6 = 4 \sin \omega T - 3\omega T,$ $b = 8(1 - \cos \omega T) - 3\omega T \sin \omega T.$	$A_1 = -6(1 - \cos \omega T), A_2 = -3 \sin \omega T,$ $A_3 = \cos \omega T, A_4 = 2 \sin \omega T,$ $A_5 = -A_4, A_6 = -3 + 4 \cos \omega T,$ $B = 4 - 3 \cos \omega T.$

Для обеспечения мягкого подхода к заданной точке необходимо приравнять представленные выше векторы, что в общем случае неосуществимо. Учитывая это, примем условие (15) сонаправленности векторов координатного и скоростного манёвров

$$\frac{\Delta V_y}{\Delta V_x} = \frac{\Delta V_{\dot{y}}}{\Delta V_{\dot{x}}}, \quad (15)$$

что обеспечит подлёт в окрестность заданной точки с минимальным вектором скорости.

Подставив соответствующие выражения скоростных импульсов из таблицы 1 в (15), получим

$$(1 - \cos(\omega T))(5x_0 - 6\omega T y_0 - 3x_0 \cos(\omega T) + 6y_0 \sin(\omega T)) = 0. \quad (16)$$

Из (15) следует

$$1 - \cos(\omega T) = 0, \quad (17)$$

откуда  $\omega T = 2k\pi$  ( $k = 0; 1$ ) на основании того, что общее время подлёта не ограничивается, а продолжительность манёвра сближения не превышает периода обращения по орбите

$$(5 - 3 \cos(\omega T))x_0 + 6(\sin(\omega T) - \omega T)y_0 = 0. \quad (18)$$

Видно, что при  $y_0 = 0, x_0 \neq 0$  условие (18) не выполняется, так как

$$5 - 3 \cos(\omega T) \neq 0.$$

Это соответствует нахождению МКА и платформы выведения на одной и той же круговой орбите на некотором угловом расстоянии друг от друга, что маловероятно. При  $y_0 \neq 0, x_0 = 0$  имеем особую точку, для которой  $T = 0$ . Для других начальных положений (18) можно записать в виде

$$\frac{x_0}{y_0} = \frac{6(\omega T - \sin(\omega T))}{5 - 3 \cos(\omega T)} \quad (19)$$



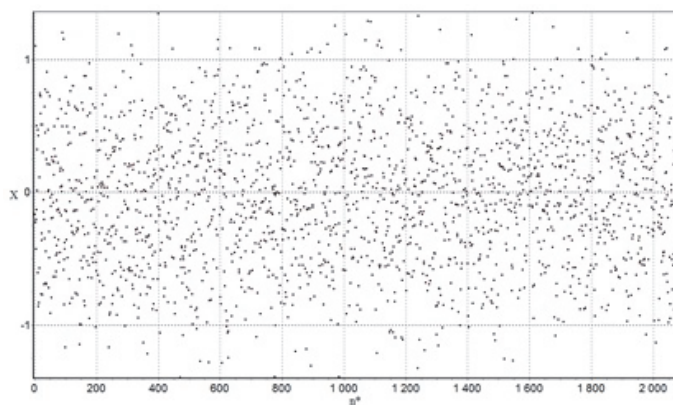
Важно отметить, что скоростной манёвр в общем случае не является сближающим. Используя условие обнуления вектора скорости в конечный момент времени  $T$ , получим

$$\dot{x}(T) = \dot{y}(T) = 0$$

$$x(T) = x_0 - \frac{6(\omega T - \sin(\omega T))}{4 - 3 \cos(\omega T)} y_0, \quad (20)$$

$$y(T) = \frac{y_0}{4 - 3 \cos(\omega T)}.$$

Отсюда следует, что относительное расстояние в конечный момент времени такого манёвра по абсолютной величине меньше начального при всех  $\omega T$ , за исключением  $\omega T = 2k\pi$  ( $k = 0; 1$ ), при которых оно равно начальному. Также очевидно, что в области разных знаков  $X_0, Y_0$  скоростной манёвр не является сближающим, так как сближение происходит только по координате  $y$ .



### Результаты

Из множества допустимых решений и удовлетворяющим условию (3) и наложенным требованиям по центровке случайным образом отберём координаты точек, в которые поместим центры масс МКА. Затем, отсортируем (рис. 3) полученный массив по возрастанию в соответствии с и получим

$$P \Rightarrow P_j^* \rightarrow \begin{cases} x_i^{(j)} \rightarrow x_i^{(j)*}, \\ y_i^{(j)} \rightarrow y_i^{(j)*}, \\ z_i^{(j)} \rightarrow z_i^{(j)*}, \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} X_i^{(j)*} \\ Y_i^{(j)*} \\ Z_i^{(j)*} \end{cases} \Rightarrow [\delta] \Rightarrow \begin{cases} \tilde{X}_i^{(j)*} \\ \tilde{Y}_i^{(j)*} \\ \tilde{Z}_i^{(j)*} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \tilde{x}_i^{(j)} \\ \tilde{y}_i^{(j)} \\ \tilde{z}_i^{(j)} \end{cases}, \quad (21)$$

где  $X_i^{(j)*}, Y_i^{(j)*}, Z_i^{(j)*}$  - случайно выбранные координаты центра масс для  $i$ -ого МКА на  $j$ -ом номере отбора,  $\tilde{X}_i^{(j)*}, \tilde{Y}_i^{(j)*}, \tilde{Z}_i^{(j)*}$  - значения положения центра масс группы МКА на  $j$ -ом номере отбора,  $n^*$  - количество случайно отобранных координат.

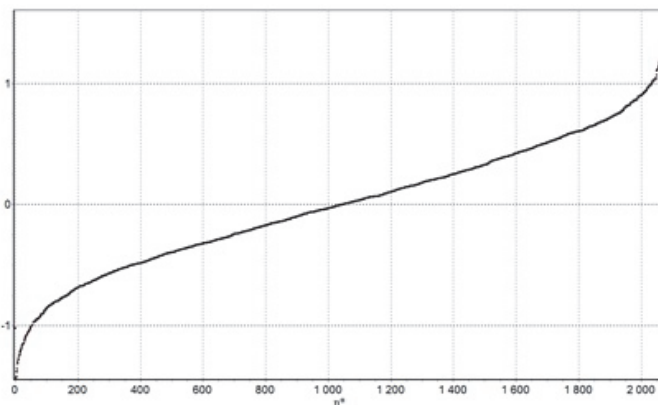


Рис. 3 Отобранные точки до и после сортировки  
Fig. 3. Selected points before and after sorting

Необходимо задаться некоторой областью  $\delta$ , при попадании в которую алгоритм остановится. В зависимости от требуемой точности  $\delta$  бывает различной. Выбрав значения координат центра масс, попавших в область  $\delta$ , по индексу  $j$  номера отбора получим координаты каждого МКА. Рассчитанные координаты положения центров масс МКА на платформе являются исходными данными для моделирования отделения.

Проведено моделирование отделения МКА от платформы выведения при использовании координатного манёвра с тормозным импульсом в конечной точке (рис. 4). Конечная точка в каждом случае находится на расстоянии 500 м от начала системы координат, но варьировалось направление отделения

График для сближения с платформой выведения при использовании координатного манёвра с тормозным импульсом в конце участка траектории выглядит аналогично графику, изображённому на рис.2, только зеркально отражённым. Приведём график сближения, отображающий зависимость относительной дальности от времени манёвра (рис. 5)

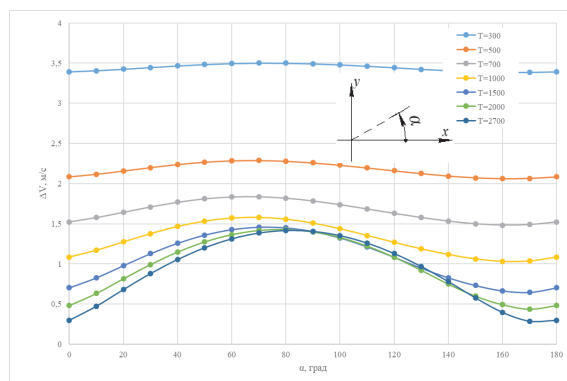


Рис. 4. График зависимости затрат характеристической скорости от направления отделения и времени исполнения манёвра  
Fig. 4. Dependency graph of the cost of the characteristic speed from the direction of separation and the execution time of the maneuver



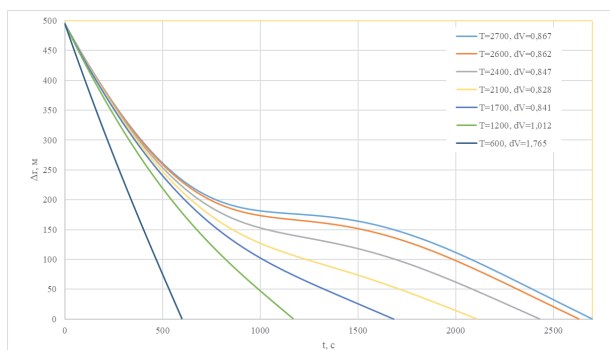


Рис. 5. График зависимости относительной дальности от времени манёвра и затрат характеристической скорости

Fig. 5. Graph of the relative distance from the time of maneuver and the cost of the characteristic speed.

Приведём результаты моделирования на основе (20) сближения МКА с платформой выведения при использовании сочетания координатного и скоростных манёвров, причём МКА не касается с платформой, а подходит в область  $\ll \text{Eqn0083.eps} \gg$  от начала координат. Подписи линий уровня обозначают время проведения манёвра.

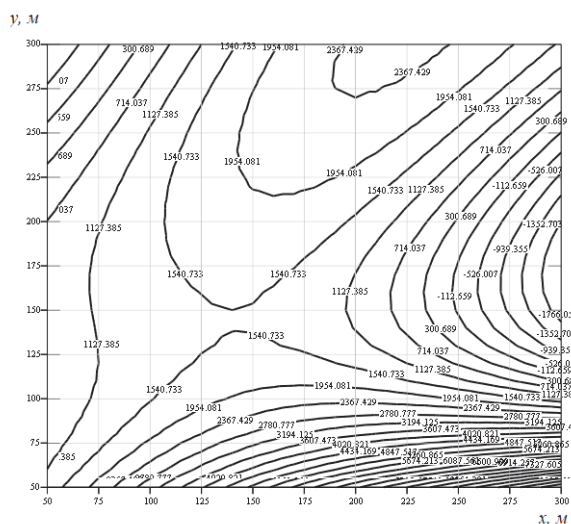


Рис. 6. График линий уровня зависимости начального положения МКА и времени манёвра

Fig. 6. Graph of the lines of the dependence of the initial position of the ICA and the time of maneuver

Приведём затраты характеристической скорости для нескольких стартовых точек

$$x_0 = 175, y_0 = 180 \rightarrow \Delta V = 0,354 \text{ } \llcorner / A,$$

$$x_0 = 150, y_0 = 105 \rightarrow \Delta V = 0,203 \text{ } \llcorner / A,$$

$$x_0 = 295, y_0 = 300 \rightarrow \Delta V = 0,573 \text{ } \llcorner / A,$$

$$x_0 = 150, y_0 = 275 \rightarrow \Delta V = 0,531 \text{ } \llcorner / A.$$

## Выводы

В работе представлены методы и алгоритмы решения задач попутного запуска МКА с целью инспектирования космических объектов в условиях их функционирования. Предложен алгоритм поиска оптимальной компоновки группы МКА на платформе выведения (или базовом КА) с выдачей координат положения каждого МКА. Рассмотрены манёвры отделения и сближения МКА с платформой.

При анализе результатов моделирования различных манёвров можно сформулировать следующие рекомендации:

- манёвры параллельные вектору скорости платформы являются менее затратными по характеристической скорости (рис.2);
- при уменьшении времени проведения манёвров (меньше 1000 с) влияние направления отделения (сближения) влияние направления отделения (сближения) незначительно (рис.2);
- при увеличении времени проведения манёвра затраты характеристической скорости, очевидно, уменьшаются, но траектория движения становится криволинейной (рис.3);
- по затратам характеристической скорости скоростной манёвр и координатный с тормозным отличаются слабо, в следствие невозможности попадания в требуемую точку при скоростном манёвре;
- если требуется совершить длительный манёвр (более 1000 с) предпочтительнее скоростной манёвр (скоростной вместе с координатным);
- если требуется совершить быстрый манёвр предпочтительнее традиционный координатный манёвр с тормозным импульсом в конце участка движения.

## Список использованных источников

- [1] Козлов Д.И., Аншаков Г.П. Конструирование автоматических космических аппаратов. М., Машиностроение, 1996. 448 с.
- [2] Гаврилов В.Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1988. 136 с.
- [3] Шулепов А.И. и др. Автоматизированное проектирование размещения кабельной сети на борту космических аппаратов // Сборник научно-технических статей по ракетно-космической тематике. Самара: ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 2001. С. 160-162.
- [4] Шулепов А.И. Возможность повышения энергоэффективности космических аппаратов посредством реализации попутных научных экспериментов // Труды второй международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках». Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2011. С. 326-329.
- [5] Нариманов Г.С. Основы теории полёта космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1972. 608 с.
- [6] Shulepov A.I. Placing of the Onboard Equipment of Space Vehicles Taking the Influence of External Factors into Account // Procedia Engineering. 2017. Vol. 185. Pp. 231-238. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.03.305
- [7] Shulepov A., Jia L. The solution of the transport problem of orbital complexes // Proceedings of the 7th International Con-



- ference on Recent Advances in Space Technologies (RAST). Istanbul, 2015. Pp. 433-438. DOI: 10.1109/RAST.2015.7208384
- [8] Шулепов А.И. Размещение бортового оборудования с учётом теплового режима в отсеках малогабаритных космических аппаратов // 21 век: Фундаментальная наука и технологии. CreateSpace, США, 2017. Т. 3. С. 71-74. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?id=32440604> (дата обращения: 26.09.2018).
- [9] Шулепов А.И., Попов Д.А., Орлов Д.И. Анализ состояния конструкции переходного отсека верхней ступени ракеты-носителя при воздействии массовых сил от присоединённого малого космического аппарата // Академическая наука – проблемы и достижения. CreateSpace, США, 2017. Т. 3. С. 84-89. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?id=32440704> (дата обращения: 26.09.2018).
- [10] Шулепов А.И., Цзя Л. Об одной задаче размещения грузов в спускаемом аппарате // управление движением и навигация летательных аппаратов. Часть I. Самара: СГАУ, 2015. С. 187-190. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?id=25661276> (дата обращения: 26.09.2018).
- [11] Шулепов А.И., Даниленко П.А. Получение плотных компоновок МКА при попутном запуске // Актуальные проблемы техники и технологии машиностроительного производства. Самара: НП РЦИТТ, 2013. С. 3-9.
- [12] Шулепов А.И., Даниленко П.А., Захаров Р.С. Рациональное размещение группы малых космических аппаратов на платформе при доставке их на рабочую орбиту ракетной техникой // Актуальные проблемы техники и технологии машиностроительного производства. Самара: НП РЦИТТ, 2013. С. 10-16.
- [13] Тарасов Ю.Л., Шулепов А.И., Гадалин Н.И. Эксперименты в открытом космосе на борту космических аппаратов // Региональная научно-практическая конференция, посвященная 50-летию первого полета человека в космос. Самара: СГАУ, 2011. С. 36-38.
- [14] Шулепов А.И., Антипов А.С., Тарасов Ю.Л. Размещение бортового оборудования в отсеках КА с учётом воздействия средств направленной передачи энергии // Двойные технологии. 2002. № 3. С. 12-14.
- [15] Гаврилов В.Н., Шулепов А.И., Андреев С.В. Предварительная оценка плотности компоновки космического аппарата с учетом формы отсека и приборов для определения потребного объема // Наука и творчество. Самара: СГОУН, 2010. С. 341-346.
- [16] Шулепов А.И. Использование информационных технологий твердотельного геометрического проектирования в позиционных задачах проектирования летательных аппаратов // Перспективные информационные технологии для авиации и космоса (ПИТ-2010). Самара: СГАУ, 2010. С. 477-480.
- [17] Андреев С.В., Шулепов А.И. Стохастический алгоритм решения задачи размещения мягких оболочек // XIV Всерос. семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара: СГАУ, 2011. С. 191-195.
- [18] Шулепов А.И., Глушков С.В., Сарокваша П.Ю. Запуск малогабаритного космического аппарата в виде попутной полезной нагрузки // XIV Всерос. семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара: СГАУ, 2011. С. 233-237.
- [19] Тарасов Ю.Л., Лукин В.Л., Шулепов А.И., Сарокваша П.Ю. Возможность повышения энергомассовой эффективности космических летательных аппаратов посредством реализации попутных научных экспериментов // Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках. Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2011. С. 326-329.
- [20] Шулепов А.И., Гаврилов В.Н., Мятишкин Г.В. Автоматизированное решение задачи размещения грузов на борту транспортных космических систем // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2003. № 1(3). С. 47-49. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?id=10292844> (дата обращения: 26.09.2018).
- [21] Shulepov A., Andreev S. One approach to the task of spacecraft structure elements location // Proceeding of fourth Ukraine-Russia-China symposium on space science and technology. Kiev, 1998. p. 248.
- [22] Сарокваша П.Ю., Шулепов А.И., Тарасов Ю.Л. Размещение контейнера научной аппаратуры на борту космического аппарата при попутном эксперименте // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2009. № 1. С. 11-14. URL: <https://elibrary.ru/contents.asp?id=33348435> (дата обращения: 26.09.2018).
- [23] Сарокваша П.Ю., Тарасов Ю.Л., Шулепов А.И., Глушков С.В. Размещение малого космического аппарата с учётом вибрационного нагружения // Двойные технологии. 2009. № 2(47). С. 56-60. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?id=12610389> (дата обращения: 26.09.2018).
- [24] Шулепов А.И., Попов Д.А. Выбор порядка размещения группы малых космических аппаратов с учетом последующего их разведения на рабочие орбиты // Вестник Амурского государственного университета. Серия: Естественные и экономические науки. 2017. № 79. С. 37-43. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?id=32273187> (дата обращения: 26.09.2018).

Поступила 26.09.2018; принята в печать 10.10.2018;  
опубликована онлайн 10.12.2018.

## References

- [1] Kozlov D.I., Anshakov G.P. et al. Konstruirovaniye avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov [Designing of automatic space vehicles]. M: Mechanical engineering, 1996. 448 p. (In Russian)
- [2] Gavrilov V.N. Avtomatizirovannaya komponovka pribornyh otsekov letatel'nyh apparatov [The automated configuration of instrument compartments of flying machines]. M: Mechanical engineering, 1988. 136 p. (In Russian)
- [3] Shulepov A. et al. Avtomatizirovannoe proektirovaniye razmeshcheniya kabel'noj seti na bortu kosmicheskikh apparatov. Sbornik nauchno-tekhnicheskikh statej po raketno-kosmicheskoy tematike. Samara: GNPRKC «CSKB-Progress», 2001, pp. 160-162. (In Russian)
- [4] Shulepov A.I. Vozmozhnost' povysheniya ehnergomassovoy ehffektivnosti kosmicheskikh apparatov posredstvom realizacii poputnyh nauchnyh ehksperimentov. Trudy vtoroj mezhdunarodnoj konferencii «Nauchnye i tekhnologicheskije ehksperimenty na avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatah



- i malyh sputnikah». Samara: Izd-vo SNC RAN, 2011, pp. 326-329. (In Russian)
- [5] Narimanov G.S., Tixonravov K.K. Osnovi teorii poleta kosmicheskix apparatov [Basics of spacecraft flight theory]. Moscow, 1972. 608 p. (In Russian)
- [6] Shulepov A.I. Placing of the Onboard Equipment of Space Vehicles Taking the Influence of External Factors into Account. *Procedia Engineering*. 2017; 185:231-238. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.03.305
- [7] Shulepov A., Jia L. The solution of the transport problem of orbital complexes. *Proceedings of the 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*. Istanbul, 2015, pp. 433-438. DOI: 10.1109/RAST.2015.7208384
- [8] Shulepov A.I. Razmeshchenie bortovogo oborudovaniya s uchytom teplovogo rezhima v otsekah malogabaritnyh kosmicheskix apparatov. *21 vek: Fundamental'naya nauka i tekhnologii*. CreateSpace, USA, 2017; 3:71-74. Available at: <https://elibrary.ru/item.asp?id=32440604> (accessed 26.09.2018). (In Russian)
- [9] Shulepov A.I., Popov D.A., Orlov D.I. Analiz sostoyaniya konstrukcii perekhodnogo otseka verhnjej stupeni rakety-nositelya pri vozdeystvii massovyh sil ot prisoedinyonnogo malogo kosmicheskogo apparata. *Akademicheskaya nauka – problemy i dostizheniya*. CreateSpace, USA, 2017; 3:84-89. Available at: <https://elibrary.ru/item.asp?id=32440704> (accessed 26.09.2018). (In Russian)
- [10] Shulepov A., Jia L. Ob odnoj zadache razmeshcheniya gruzov v spuskaemom apparate. *Upravlenie dvizheniem i navigaciya letatel'nyh apparatov*. CHast' I. Samara: SGAU, 2015, pp. 187-190. Available at: <https://elibrary.ru/item.asp?id=25661276> (accessed 26.09.2018). (In Russian)
- [11] Shulepov A.I., Danilenko P.A. Poluchenie plotnyh komponovok MKA pri poputnom zpuske. *Aktual'nye problemy tekhniki i tekhnologii mashinostroitel'nogo proizvodstva*. Samara: NP RCITT, 2013, pp. 3-9. (In Russian)
- [12] Shulepov A.I., Danilenko P.A., Zaharov R.S. Racional'noe razmeshchenie grupy malyh kosmicheskix apparatov na platforme pri dostavke ih na rabochuyu orbitu raketnoj tekhniki. *Aktual'nye problemy tekhniki i tekhnologii mashinostroitel'nogo proizvodstva*. Samara: NP RCITT, 2013, pp. 10-16. (In Russian)
- [13] Tarasov Yu.L., Shulepov A.I., Gadalin N.I. Eksperimenty v otkrytom kosmose na bortu kosmicheskix apparatov. *Regional'naya nauchno-prakticheskaya konferenciya, posvyashchennaya 50-letiyu pervogo poleta cheloveka v kosmos*. Samara: SGAU, 2011, pp. 36-38. (In Russian)
- [14] Shulepov A.I., Antipov A.S., Tarasov Yu.L. Razmeshchenie bortovogo oborudovaniya v otsekah KA s uchytom vozdeystviya sredstv napravlennoj peredachi ehnergii. *Dual Technology*. 2002; 3:12-14. (In Russian)
- [15] Gavrillov V.N., Shulepov A.I., Andreev S.V. Predvaritel'naya ocenka plotnosti komponovki kosmicheskogo apparata s uchetom formy otseka i priborov dlya opredeleniya potrebnogo ob'ema. *Nauka i tvorchestvo*. Samara: SGOUN, 2010, pp. 341-346. (In Russian)
- [16] Shulepov A.I. Ispol'zovanie informacionnyh tekhnologij tverdotel'nogo geometricheskogo proektirovaniya v pozicionnyh zadachah proektirovaniya letatel'nyh apparatov. *Perspektivnye informacionnye tekhnologii dlya aviatsii i kosmosa (PIT-2010)*. Samara: SGAU, 2010, pp. 477-480. (In Russian)
- [17] Andreev S.V., Shulepov A.I. Stohasticheskij algoritm resheniya zadachi razmeshcheniya myagkix oboloček. *XIV Vseros. seminar po upravleniyu dvizheniem i navigacii letatel'nyh apparatov*. Samara: SGAU, 2011, pp. 191-195. (In Russian)
- [18] Shulepov A.I., Glushkov S.V., Sarokvasha P.Yu. Zpusk malomassogabaritnogo kosmicheskogo apparata v vide poputnoj poleznoj nagruzki. *XIV Vseros. seminar po upravleniyu dvizheniem i navigacii letatel'nyh apparatov*. Samara: SGAU, 2011, pp. 233-237. (In Russian)
- [19] Tarasov Yu.L., Lukin V.L., Shulepov A.I., Sarokvasha P.Yu. Vozmozhnost' povysheniya ehnergomassovoj ehffektivnosti kosmicheskix letatel'nyh apparatov posredstvom realizacii poputnyh nauchnyh ehksperimentov. *Nauchnye i tekhnologicheskie ehksperimenty na avtomaticheskix kosmicheskix apparatah i malyh sputnikah*. Samara: Izd-vo SNC RAN, 2011, pp. 326-329. (In Russian)
- [20] Shulepov A.I., Gavrillov V.N., Miatishkin G.V. Automated cargo accommodation aboard transport space vehicles. *VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2003; 1(3):47-49. Available at: <https://elibrary.ru/item.asp?id=10292844> (accessed 26.09.2018). (In Russian)
- [21] Shulepov A., Andreev S. One approach to the task of soft spacecraft structure elements location. *Proceeding of fourth Ukraine-Russia-China symposium on space science and technology*. Kiev, 1998, pp. 248.
- [22] Sarokvasha P.Yu., Shulepov A.I., Tarasov Yu.L. Arrangement of a spacecraft-borne scientific instrument container in the passing experiment. *Russian Aeronautics*. 2009; 52(1):15-21.
- [23] Sarokvasha P.Yu., Tarasov Yu.L., Shulepov A.I., Glushkov S.V. Small spacecraft allocation with allowance for vibrational loading. *Dual Technology*. 2009; 2(47):56-60. Available at: <https://elibrary.ru/item.asp?id=12610389> (accessed 26.09.2018). (In Russian)
- [24] Shulepov A.I., Popov D.A. Vybor poryadka razmeshcheniya grupy malyh kosmicheskix apparatov s uchetom posleduyushchego ih razvedeniya na rabochie orbity. *Vestnik Amurskogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Estestvennye i ekonomicheskie nauki* = Bulletin of the Amur State University. Series: Natural and economic sciences. 2017; 79:37-43. Available at: <https://elibrary.ru/item.asp?id=32273187> (accessed 26.09.2018). (In Russian)

Submitted 26.09.2018; revised 10.10.2018;  
published online 10.12.2018.

#### About the author:

**Aleksandr I. Shulepov**, Candidate degree in engineering, Associate Professor, Department of Space Engineering, Samara National Research University (34, Moskovskoye shosse, Samara 443086, Russia); full member of the Russian Transport Academy, ORCID: <http://orcid.org/0000-0002-8863-8150>, shulepov-al@mail.ru



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0>), which permits unrestricted reuse, distribution, and reproduction in any medium provided the original work is properly cited.

