

## КОМПЛЕКСНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕДЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ РОТОРНОГО ТИПА

© 2019 И.В. Чернякина, О.Л. Старинова

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Статья поступила в редакцию 18.02.2019

Эта статья посвящена изучению различных аспектов функционирования конструкции космических аппаратов (КА) с солнечным парусом (СП) роторного типа на околоземной орбите. Целью функционирования КАСП является доставка научной аппаратуры в заданную точку космического пространства. Первым этапом любой исследовательской межпланетной миссии является участок геоцентрического набора скорости и выхода из сферы действия Земли, который является длительным и энергоёмким манёвром, использующим многократные и достаточно быстрые программные развороты поверхности паруса большой площади. Это требует совместного анализа динамики движения КА относительно центра масс, прочности и устойчивости паруса и других элементов конструкции КА. В данной работе такой анализ проводится для КАСП роторного типа массой 332 кг и общей площадью паруса 184,2 м<sup>2</sup>. Проектная схема рассматриваемого совпадает с КАСП IKAROS Японского аэрокосмического агентства, предназначенным для исследования Венеры. IKAROS выводился из сферы действия Земли с помощью разгонного блока и избегал движения в поле тяготения Земли с раскрытым парусом. Исследования, проведенные в этой работе, показывают, что высота стартовой орбиты существенно влияет на параметры закона управления движением. Более высокие геоцентрические орбиты допускают использование для выполнения маневра программных разворотов с более низкими угловыми скоростями, что снижает нагрузки на полотно паруса от сил инерции. Было установлено, что КАСП данной конструкции может выполнять целевой маневр при высоте стартовой орбиты превышающей 20000 км.

*Ключевые слова:* солнечный парус, конечно-элементная модель, уравнения движения, закон управления, численное моделирование управляемого движения, конечно-элементное моделирование.

*Работа выполнена при поддержке Минобрнауки (инициативный проект 9.5453.2017/8.9)*

### ВВЕДЕНИЕ

Развитие nano технологий позволяет повысить массовую эффективность космических аппаратов (КА), за счет уменьшения общей массы научной аппаратуры и обслуживающих подсистем. Перспективные космические аппараты с солнечным парусом (КАСП), не требующие затрат рабочего тела на свое функционирование, могут использоваться для исследования космического пространства, для обнаружения солнечных плазменных штормов, ретрансляции энергии, теле и радиосвязи, освещения районов Земли, очистки космоса от технологического «мусора», межпланетных перелетов, создания крупных антенн в космосе и др.

Наиболее простая и надежная каркасная конструкция солнечного паруса (СП) имеет в своей основе жесткую ферменную или рамную основу, к которой прикреплены части полотна паруса. Преимущество такой конструкции за-

ключается в надежной фиксации парусов - они не смогут свернуться и ими легко управлять. Однако эта тяжелая и прочная конструкция обладает небольшой парусностью (отношение площади СП к массе КА), что уменьшает ускорения, создаваемое парусом, а, следовательно, увеличивает время совершения необходимых маневров.

Более перспективная и легкая роторная (вращающаяся) конструкция обеспечивает раскрытие и сохранение формы паруса за счет центробежных сил инерции. Паруса этого типа выполнены в виде частей различной формы, закрепленных на центральном теле. Такая конструкция обеспечивает более низкую массу, по сравнению с каркасной, и, следовательно, более высокую парусность и ускорение от сил светового давления.

### КОНСТРУКТИВНАЯ СХЕМА СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА РОТОРНОГО ТИПА

Среди рассмотренных конструктивных схем, авторам наиболее перспективной представляется роторная схема. Прототипом такого паруса является КАСП японского аэрокосмического агентства IKAROS [1, 2] (рис. 1). Квадратный сол-

*Чернякина Ирина Владиславовна, аспирант, ассистент кафедры высшей математики.*

*E-mail: gorbunovairina88@gmail.com*

*Старинова Ольга Леонардовна, доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения. E-mail: starinova@ssau.ru*

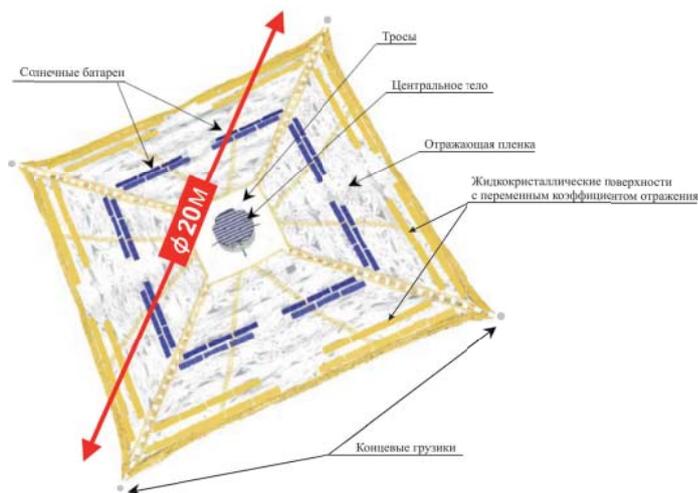


Рис. 1. Прототип КАСП роторного типа [2]

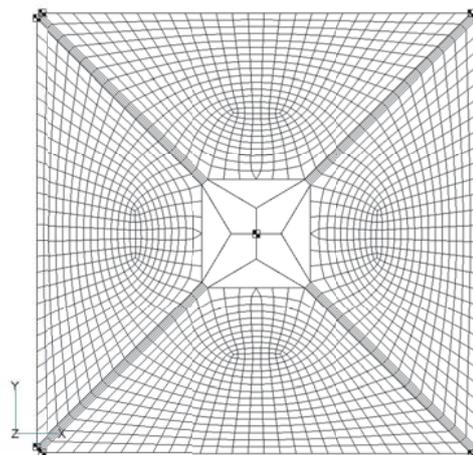


Рис. 2. Конечно элементная модель прототипа КАСП

нечный парус общей площадью 184,2 м<sup>2</sup> состоит из четырех лепестков треугольной формы. От центрального тела цилиндрической формы, содержащего все подсистема КА и научное оборудование, по диагоналям полотна проходят тросы с закрепленными на концах грузами. Полотно паруса в сложенном состоянии закреплено на центральном теле, конструкция раскрывается и ее жесткость поддерживается за счет сил инерции вращательного движения КА.

Для анализа прочности и устойчивости конструкции паруса данного прототипа, была разработана конечно-элементная модель, описанная в табл. 1 и показанная на рис. 2.

Предполагается, что КАСП функционирует по следующему сценарию: выведение КА на опорную орбиту, отстыковка от ракеты-носителя и сброс обтекателя; развертывание СП в рабочее положение; программное геоцентрическое движение КАСП для достижения параболической скорости; программное гелиоцентрическое движение КАСП (если требуется). Наиболее опасными, с точки зрения прочности и устойчи-

вости паруса, являются этапы раскрытия КАСП и управляемые развороты КАСП при выполнении геоцентрических маневров.

Процесс раскрытия СП включает следующие этапы. В начальный момент времени СП свернут вокруг центрального тела. КАСП отделяясь от ракеты-носителя, медленно вращается вокруг своей оси (5 об/мин). После того как КА занимает нужную позицию по отношению к Солнцу, угловая скорость его вращения увеличивается до 20 об/мин. Замки освобождают четыре концевых груза, укрепленных на концах растягивающих тросов. Они вытягивают в стороны «усы» - части сложенного паруса и скорость вращения снижается до 2,5 об/мин. На втором этапе открываются другие фиксаторы и начинается расправление полимерной плёнки. Процесс раскрытия СП это первый опасный случай нагружения.

Другой опасностью является потеря устойчивости развернутого солнечного паруса при выполнении программных разворотов при выполнении динамических манёвров. Развернутый СП вращается с собственной угловой скоро-

Таблица 1. Описание элементов модели КАСП

Элемент конструкции	Тип конечного элемента	Материал	Свойства
Центральное тело КАСП	Элемент сосредоточенной массы		$m = 290$ кг (масса центрального тела)
Собственно парус	Элемент толстой изгибной оболочки	Полиамидная плёнка	$E = 3,2$ ГПа (модуль Юнга); $t = 7,5$ мкм (толщина плёнки)
Тросы	Балочный элемент	Кевлар	$D = 2$ мм
Концевые грузы	Элемент сосредоточенной массы		$m = 0,25$ кг (масса концевых грузов)
Перемычка между тросами	Элемент толстой изгибной оболочки	Полиамидная плёнка	$E = 3,2$ ГПа (модуль Юнга); $t = 7,5$ мкм (толщина плёнки)

стью около 1 об/мин, а программный разворот для реализации геоцентрического движения требуется осуществлять со скоростями 0,0015 – 0,0036 об/мин. Поскольку эти развороты осуществляются относительно различных осей, то в процессе разворотов возможно искажение формы и потеря устойчивости СП.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС КАСП**

Для моделирования геоцентрических маневров набора параболической скорости использовались математические модели и законы управления, полученные в работе [5]. Угол установки паруса (угол между нормалью к плоскости паруса и направлением на Солнце) определяется двумя углами управления:  $\lambda_1(t)$  – угол между проекцией вектора тяги на мгновенную скорость орбиты и радиус-вектором гравитационного центра КА; и  $\lambda_2(t)$  – угол между вектором тяги и нормалью к мгновенной плоскости траектории КА. В качестве законов управления КАСП использовались два локально оптимальных закона управления углами установки паруса, полученные в [3].

Для первого закона управления считалось, что КАСП движется в плоскости эклиптики и нормаль к плоскости паруса тоже лежит в этой плоскости ( $\lambda_2(t) \equiv 0$ ), а угол  $\lambda_1(t)$  определялся исходя из максимизации проекции ускорения КА на трансверсальное направление объектоцентрической системы координат:

$$\lambda_{1opt} = \frac{1}{2} \left[ \arcsin \left( \frac{S'_x}{3\sqrt{S'^2_x + S'^2_y}} \right) - \arctg \frac{S'_x}{S'_y} \right]. \quad (1)$$

Здесь  $S'_x, S'_y, S'_z$  – компоненты вектора направления на Солнце в объектоцентрической системе координат.

Альтернативный закон управления обеспечивает движение КА вблизи плоскости терминатора ( $S'_x = S'_y \approx 0$ ), при этом  $\lambda_1 = 90^\circ$ , т.е. ось вращения паруса направлена по местному радиус-вектору, а второй управляющий угол определяется соотношением:

$$\lambda_{2opt} = \frac{1}{2} \left[ \arcsin \left( \frac{S'_z}{3\sqrt{S'^2_y + S'^2_z}} \right) - \arctg \frac{S'_z}{S'_y} \right]. \quad (2)$$

Данное управление удобно для реализации полета гравитационно-ориентированного паруса (аппарат представляет собой конструкцию, вытянутую вдоль оси OX'). Моделирование движения КАСП проводилось для описанного прототипа общей массой 332 кг и площадью паруса 184,2 м<sup>2</sup>. В табл. 2 показаны результаты расчета манёвра набора параболической скорости для законов управления (1) и (2), в зависимости от высоты исходной орбиты.

Данные табл. 2 показывают, что для обеспечения возможности маневрирования КАСП на более низких орбитах, необходимо, чтобы конструкция паруса позволяла осуществлять его развороты с более высокими угловыми скоростями. Возможность маневрирования КАСП на

**Таблица 2.** Результаты расчета маневра набора параболической скорости по локально-оптимальным законам управления (1) и (2)

Закон управления	Высота начальной орбиты, км	Длительность маневра, сут	Максимальная требуемая угловая скорость разворота паруса, град/сут
Локально-оптимальный закон (1)	2000	997	2039,9
	3000	846	1722,8
	4000	752	1479,2
	6000	571	1135,3
	8000	467	907,2
	18000	210	410,4
	36000	107	178,8
Локально оптимальный закон (2)	6000	1245	2271,5
	8000	938	1814,4
	10000	781	1492,1
	12000	655	1255,4
	14000	543	1074,8
	16000	434	934,0
	18000	359	821,7
36000	236	358,6	

низких орбитах создает дополнительные преимущества. В первую очередь это экономия топлива ракеты-носителя для выведения КАСП на стартовую орбиту. Если КАСП предназначен для съемки земной поверхности, то использование более низкой орбиты функционирования позволяет при тех же характеристиках оптических систем получить более информативные снимки поверхности. Если КАСП предназначен для освещения части земной поверхности, то увеличится точность направления освещения и мощность светового потока [4].

### УСИЛИЯ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС РОТОРНОГО ТИПА

Космический аппарат с солнечным парусом роторного типа участвует в сложном вращательном движении. Для определения сил инерции, действующих на полотно паруса, введем систему координат, связанную с недеформированной поверхностью СП, как показано на рис. 3. Плоскость  $XOY$  совпадает с невозмущенной плоскостью солнечного паруса. Ось  $OZ$  направлена по угловой скорости собственного вращения паруса  $\omega_1$  (обеспечивает раскрытие паруса и поддержание его в развернутом состоянии). Ось  $OX$  направлена – по угловой скорости программного разворота паруса с угловой скоростью  $\omega_2$  (обеспечивает программное управление парусом).

Рассмотрим элементарную площадку на поверхности паруса  $dS$ , достаточно малую, чтобы пренебрегать изменением сил и кривизной при перемещении по ее поверхности. Положение площадки определяется положением ее центра  $\vec{r}_S = (x_S, y_S, z_S)^T$ , положение ее плоскости - текущей нормалью  $\vec{n} = (n_x, n_y, n_z)$ ,  $|\vec{n}| = 1$ .

На эту площадку действуют силы светового давления, силы взаимодействия с соседними площадками и центробежные силы от вращения СП. Площадка участвует в следующих движениях:

- движение КАСП как твердого тела - управляемое движение, которое будем считать заданным, оно определяет величину и направление сил светового давления и требуемую скорость управляемого разворота;

- вращение КАСП относительно центра масс с угловой скоростью  $\omega_1$  обеспечивающее необходимую жесткость поверхности паруса, определяющее величину и направление центробежных сил;

- вращение КАСП относительно центра масс с угловой скоростью  $\omega_2$ , обеспечивающее программный разворот КА и, следовательно, требуемое для выполнения манёвра направление сил светового давления.

Если предположить, что Солнце расположе-

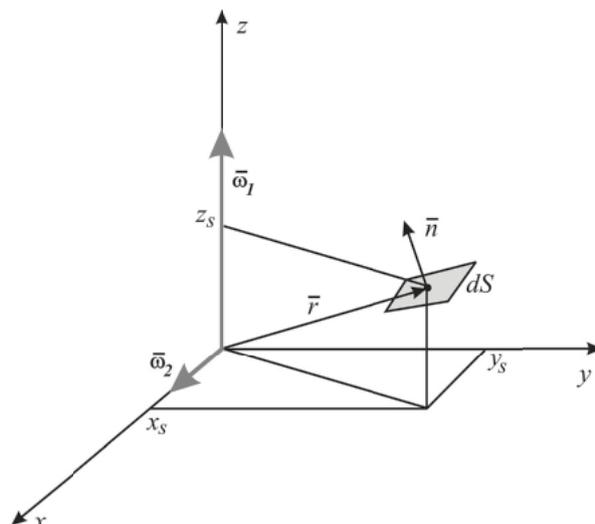


Рис. 3. Схема сил, действующих на элемент вращающегося солнечного паруса

но в направлении оси  $Z$ , то величина силы светового давления определяется зависимостью

$$dF_c = P_a dS \cos^2(\vec{n}, z) = P_a \cdot n_z^2 \cdot dS. \quad (3)$$

Центробежная сила инерции будет определяться векторным соотношением

$$\vec{\Phi}_u = m \vec{W}_u = -dm \cdot \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}),$$

где  $\vec{\omega} = \vec{\omega}_1 + \vec{\omega}_2 = (\omega_2, 0, \omega_1)^T$  – вектор суммарной угловой скорости;  $\vec{r} = \vec{r}_S = (x_S, y_S, z_S)^T$  – радиус вектор центра площадки относительно начала координат. Тогда, вектор сил инерции, действующих на элементарную площадку равен

$$\vec{\Phi}_u = dm \begin{pmatrix} (\omega_1 x_S - \omega_2 z_S) \omega_1 \\ (\omega_2^2 + \omega_1^2) y_S \\ (\omega_2 z_S - \omega_1 x_S) \omega_2 \end{pmatrix}. \quad (4)$$

### РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОВЕДЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ

Рассмотрим первый опасный случай нагружения КАСП - раскрытие солнечного паруса. В момент раскрытия максимальная угловая скорость собственного вращения достигает  $\omega_1 = 2,5$  об/мин. Смоделируем этот случай нагружения под действием сил (3) и (4). Расчет проводился в системе конечно элементного моделирования MSC NASTRAN. На рис. 4 - 7 показаны результаты конечно-элементного моделирования конструкции для первого расчетного случая. На рис. 4 показаны деформации КАСП. На рис. 5 - 7 изображены внутренние напряжения. При приложении к парусу нагрузок только от вращения в момент раскрытия, значения внутренних напряжений не превышают критических и конструкция паруса не теряет устойчивость.

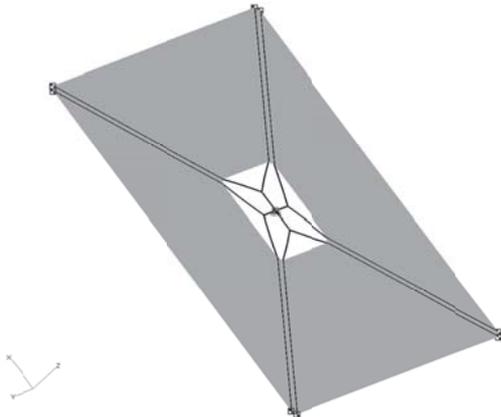


Рис. 4. Деформации КАСП при раскрытии

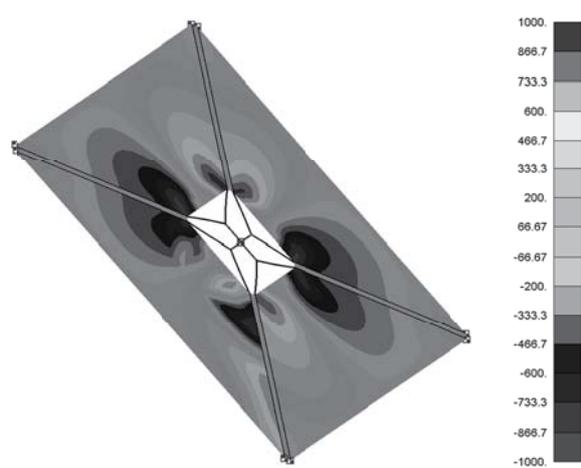


Рис. 5. Нормальные напряжения вдоль оси X [Па] при раскрытии



Рис. 6. Касательные напряжения перпендикулярные осям X и Y [Па] при раскрытии



Рис. 7. Нормальные напряжения вдоль оси Y [Па] при раскрытии

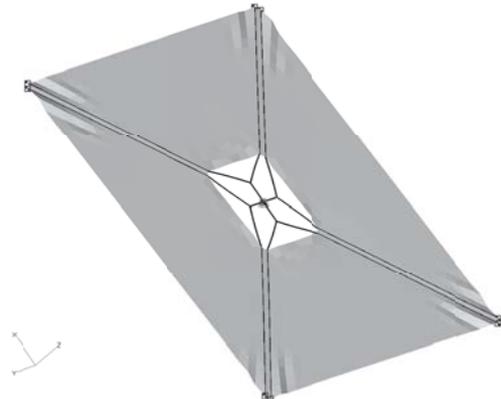


Рис. 8. Деформации КАСП при выполнении программного разворота с угловой скоростью  $\omega_2 = 184,3$  град/сут

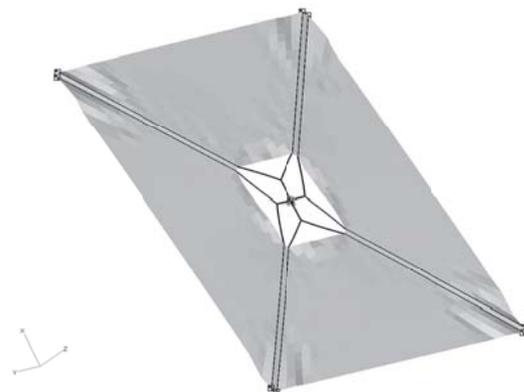


Рис. 9. Деформации КАСП при выполнении программного разворота с угловой скоростью  $\omega_2 = 240$  град/сут

Второй опасный случай нагружения - программный разворот паруса с угловой скоростью разворота  $\omega_2$ . На рис. 8, 9 показано влияние угловой скорости при выполнении программного разворота  $\omega_2$  на деформацию полотна паруса. При угловой скорости  $\omega_2 > 311$  град/сут полотно

паруса деформируется и конструкция паруса теряет устойчивость (рис. 10). Внутренние напряжения в полотне паруса превышают критические значения и показаны на рис. 11 – 13.

Проведенный нелинейный статистический анализ показал, что солнечный парус рассма-



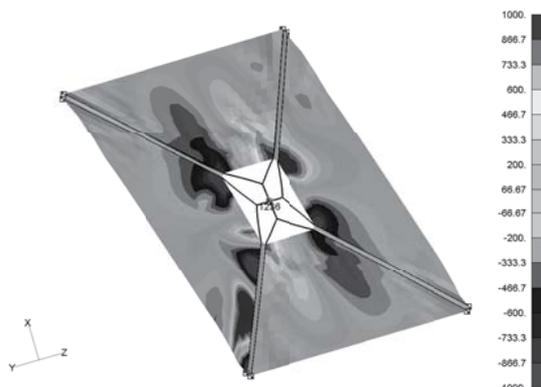
**Рис. 10.** Деформации КАСП при выполнении программного разворота с угловой скоростью  $\omega_2 = 311$  град/сут



**Рис. 11.** Нормальные напряжения вдоль оси X [Па] при выполнении программного разворота с угловой скоростью  $\omega_2 = 311$  град/сут



**Рис. 12.** Нормальные напряжения вдоль оси Y [Па] при выполнении программного разворота с угловой скоростью  $\omega_2 = 311$  град/сут



**Рис. 13.** Касательные напряжения перпендикулярные осям X и Y [Па] при выполнении программного разворота с угловой скоростью  $\omega_2 = 311$  град/сут

триваемой конструкции может начинать движение на орбите не ниже геостационарной (ГСО). При этом менее плотно паруса менее нагружено при использовании первого закона управления и движения в плоскости, лежащей вблизи плоскости эклиптики. Полярные орбиты, лежащие в плоскости терминатора требуют больших скоростей разворота паруса, что повышает требования к его прочностным и жесткостным свойствам.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе изучена взаимосвязь управляемого геоцентрического движения КАСП и поведения конструкции во время маневра набора параболической скорости в сфере действия Земли. Результаты моделирования показывают, что выбор исходной орбиты и закона управления парусом существенно влияет на прочность и устойчивость конструкции солнечного паруса. Получена критическая угловая скорость про-

граммных разворотов для рассмотренного проекта КАСП и определены параметры начальной орбиты и закон управления, обеспечивающие данную скорость. Моделирование поведения конструкции паруса показывает, что при использовании первого локально-оптимального закона управления (плоскость орбиты лежит вблизи плоскости эклиптики) стартовая рабочая орбита паруса должна иметь высоту более 20000 км. Использование второго локально-оптимального закона управления (плоскость орбиты лежит в плоскости солнечного терминатора) возможно только на стартовой орбите с высотой более 36000 км.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Small Solar Power Sail Demonstrator «IKAROS» <http://global.jaxa.jp/projects/sas/ikaros/> (дата обращения 12.02. 2019).
2. Kawaguchi J. et al. World's First Solar Power Sail Demonstration Flight in Interplanetary Cruise in 2010 //59th International Astronautical Congress,

- IAS-08 А. 2008. Т. 3.
3. Ишков С.А., Старинова О.Л. Оптимизация и моделирование движения КА с солнечным парусом // Известия Самарского научного центра РАН. 2005. Т 7. № 1. С. 99-106.
  4. Салмин В.В., Ишков С.А., Старинова О.Л. Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой // Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2006. 166 с.
  5. Старинова О.Л. Расчет межпланетных перелетов космических аппаратов с малой тягой. Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2007. 196 с.

## COMPLEX MODELING BEHAVIOR OF THE SPACECRAFT'S CONSTRUCTION WITH A ROTARY SOLAR SAIL

© 2019 I.V. Chernyakina, O.L. Starinova

Samara National Research University named after academician S.P. Korolyov

The article is devoted to the study of various aspects of the operation of the spacecraft's design for the solar sail of the rotor type in the near-earth orbit. The purpose of the operation is to deliver scientific equipment to a given point in space. The first stage of any research interplanetary mission is the exit from the action sphere of the Earth, which is a long and energy-intensive maneuver using multiple and fast enough software reversals of the sail's surface of the large area. This requires a joint analysis of the dynamics of spacecraft motion relative to the center of mass, strength and stability of the sail and other structural elements of the spacecraft. In this paper, such an analysis is carried out for a rotary solar sail spacecraft which is weighing 332 kg and has a total sail area of 184.2 m<sup>2</sup>. Design pattern under consideration coincides with the spacecraft IKAROS that Japan aerospace exploration Agency designed to study Venus. IKAROS was taken out of the action sphere of the Earth using the upper stage and avoided the motion in the gravitational field of the Earth with an open sail. Studies conducted in this work show that the height of the starting orbit significantly affects the parameters of the law of motion control. Higher geocentric orbits allow the use of software turns with lower angular velocities to perform the maneuver, which reduces the loads on the sail canvas from the forces of inertia. It was found that the CAS of this design can perform a target maneuver at a height of the starting orbit exceeding 20,000 km. *Keywords:* Solar sail, finite element model, motion equations, control law; simulation of control motion, finite element simulation.