

УДК 629.78

doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-94-103

Анализ управляемого движения исследовательского космического аппарата с солнечным парусом

Р.М. Хабибуллин, О.Л. Старина

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

An Analysis of Guided Motion of a Research Spacecraft with a Solar Sail

R.M. Khabibullin, O.L. Starinova

Samara National Research University named after Academician Korolev (Samara University)

Рассмотрено управляемое движение исследовательского космического аппарата с солнечным парусом каркасного типа. При выполнении программных разворотов солнечного паруса возникают возмущающие силы, характеристика которых зависит от особенностей его конструкции. Чтобы провести анализ управляемого движения космического аппарата с солнечным парусом, необходимо учесть особенности конструкции этого устройства. Разработана конечно-элементная модель конструкции космического аппарата с солнечным парусом каркасного типа. Предложена математическая модель его движения в комбинированной гелиоцентрической системе координат. Сформулированы локально-оптимальные законы управления сохранения и изменения орбитальных элементов. На основе математической модели создана программа для моделирования движения космического аппарата с солнечным парусом в гелиоцентрической системе координат. Проведен анализ данных, полученных при моделировании, в результате которого выявлена целесообразность использования технологии солнечного паруса для совершения межпланетных перелетов.

Ключевые слова: солнечный парус, математическая модель движения, конечно-элементная модель, управляемое движение, локально-оптимальные законы управления

The paper considers guided motion of a research spacecraft with a frame-type solar sail. When scheduled turns of the solar sail are performed, disturbing forces appear, the characteristics of which depend on the solar sail design. It is necessary to take into account the design features of the solar sail to analyze the controlled motion of the spacecraft. A finite element model of a frame-type solar sail spacecraft construction is developed. A mathematical model of motion in the combined helio-centric coordinate system is described. Local-optimal control laws of orbit elements maintenance and correction are formulated. The software developed for simulating the motion of a spacecraft with a solar sail in the heliocentric coordinate system is used in this study. The analysis of the data obtained during motion simulation demonstrates the feasibility of using the solar sail technology for interplanetary flights.

Keywords: solar sail, mathematical motion model, finite-element model, controlled motion, local-optimal control laws

В настоящее время растет интерес к межпланетным миссиям внутри Солнечной системы. Исследование межпланетных перелетов и околосолнечного пространства позволяет найти ответы на многие фундаментальные вопросы формирования Солнечной системы, возникновения и развития жизни на Земле.

Перспективным путем снижения стоимости таких миссий является использование физических принципов, не связанных с затратами рабочего тела, для формирования заданных гелиоцентрических траекторий, например, движение с помощью солнечного паруса (СП). Возможность сократить расходы на межпланетные миссии вызывает огромный интерес к технологии СП [1–4].

В последние годы значительное количество работ посвящено движению космического аппарата (КА) с СП. За прошедшие десять лет космическими агентствами США, Японии и Европы накоплен большой опыт применения СП для гелиоцентрических перелетов [2–4].

Цель работы — моделирование управляемого движения КА, оснащенного СП каркасного типа, с учетом особенностей конструкции СП.

В качестве примера рассмотрим методику проектно-баллистического анализа КА [5], совершающего перелет Земля — астероид 433 Эрос. Предполагаем, что КА выходит из сферы действия Земли с помощью разгонного блока и после развертывания начинает автономный управляемый полет. Законы изменения углов установки парусом, определяемые по локально-аналитическим зависимостям [6], задают траекторию гелиоцентрического движения центра масс.

Математическая модель движения КА с СП. СП — это устройство, использующее давление солнечного света на зеркальную поверхность для приведения в движение КА [1]. Огромное преимущество применения СП состоит в том, что он полностью способен заменить двигательную установку на борту КА. Отсутствие рабочего тела позволяет существенно уменьшить массу всего КА. Модель КА с СП приведена на рис. 1.

Принцип работы ТЭУ ориентацией СП заключается в изменении отражательных характеристик. При подаче напряжения ТЭУ становится непрозрачным, а при отключении ТЭУ от питания пленка становится прозрачной. Счита-

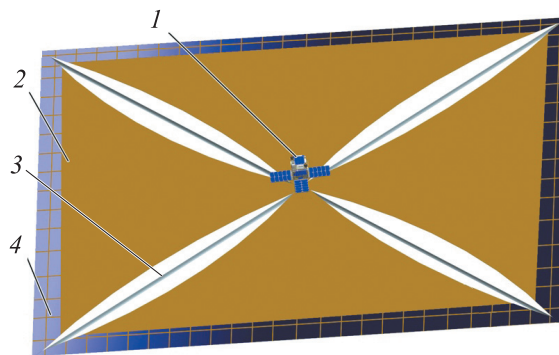


Рис. 1. Модель КА с СП:
1 — КА; 2 — СП; 3 — балки развертывания (БР);
4 — тонкопленочные элементы управления (ТЭУ)

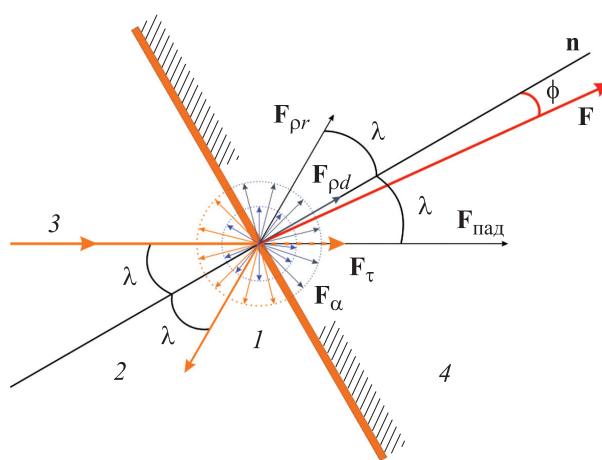


Рис. 2. Схема распределения составляющих вектора тяги:

1–3 — рассеянные, отраженные и падающие лучи соответственно; 4 — поверхность СП; \mathbf{F} — вектор полной силы тяги; $\mathbf{F}_{\rho r}$, $\mathbf{F}_{\rho d}$, $\mathbf{F}_{\text{пад}}$, \mathbf{F}_{τ} и \mathbf{F}_{α} — векторы силы тяги от зеркально отраженных, диффузно отраженных, падающих, прошедших сквозь СП и поглощенных фотонов соответственно; λ — управляющий угол; ϕ — угол отклонения вектора полной силы тяги от нормали СП \mathbf{n}

ем, что при подаче напряжения ТЭУ полностью поглощает падающие фотоны. При отключении от питания пленка будет полностью пропускать фотоны, которые затем будут отражаться от поверхности СП. Вследствие разницы нормальных составляющих сил светового давления, действующих на ТЭУ, создается внешний момент, влияющий на ориентацию СП. Подобное управление успешно испытано на КА с СП IKAROS [3].

Для составления математической модели движения необходимо определить силу тяги СП. Рассмотрим плоский СП с отражающей поверхностью (рис. 2). На поверхность СП падают фотоны под углом λ к нормали этой поверхности.

Вектор полной силы тяги

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_{\text{пад}} + \mathbf{F}_p + \mathbf{F}_\alpha + \mathbf{F}_\tau,$$

где \mathbf{F}_p — вектор силы тяги от отраженных фотонов,

$$\mathbf{F}_p = \mathbf{F}_{p_r} + \mathbf{F}_{p_d}.$$

Для определения полной силы тяги необходимо найти каждую из ее составляющих:

вектор силы тяги от падающих фотонов

$$F_{\text{пад}} = S \cos^2 \lambda P_{\text{Земля}} \left(\frac{R_0}{r} \right)^2,$$

вектор силы тяги от отраженных фотонов

$$\begin{aligned} F_p &= \rho_r \rho S \cos^2 \lambda P_{\text{Земля}} \left(\frac{R_0}{r} \right)^2 + \\ &+ \rho_d \rho B_f S \cos^2 \lambda P_{\text{Земля}} \left(\frac{R_0}{r} \right)^2, \end{aligned}$$

вектор силы тяги от поглощенных фотонов

$$F_\alpha = \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} S \cos^2 \lambda P_{\text{Земля}} \left(\frac{R_0}{r} \right)^2,$$

вектор силы тяги от прошедших сквозь СП фотонов

$$F_\tau = 0.$$

Здесь S — площадь СП; $P_{\text{Земля}} (R_0/r)^2$ — сила давления фотонов на расстоянии r от Солнца, $P_{\text{Земля}} = 4,55 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}^{-2}$ ($R_0 = 149,6 \cdot 10^6 \text{ км}$ или 1 а.е.) [7]; ρ_r , ρ и ρ_d — коэффициент зеркального отражения, отражения и диффузного отражения соответственно; B_f , B_b и ε_f , ε_b — коэффициенты Ламберта и излучения освещенной и теневой сторон СП соответственно; α — коэффициент поглощения.

Коэффициенты, характеризующие свойства поверхности СП, связаны равенством

$$\rho + \alpha + \tau = 1,$$

где τ — коэффициент пропускания.

Таким образом, сила полной тяги принимает вид

$$\begin{aligned} F &= \left(1 + \rho_r \rho + \rho_d \rho B_f + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right) \times \\ &\times S \cos^2 \lambda P_{\text{Земля}} \left(\frac{R_0}{r} \right)^2. \end{aligned}$$

При выборе материала СП следует стремиться к тому, чтобы $\rho_r \rightarrow 1$, $\rho_d \rightarrow 0$, $\alpha \rightarrow 0$ и

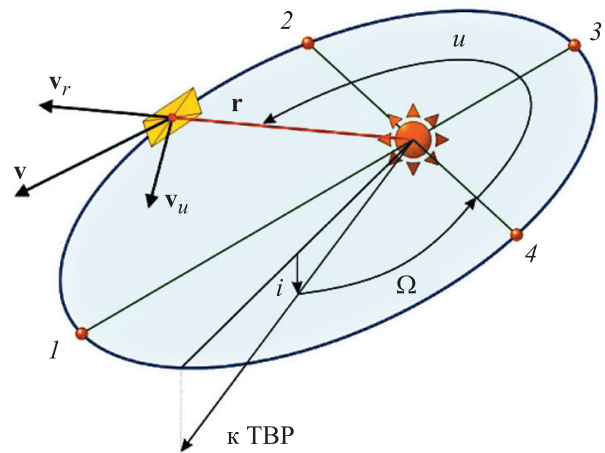


Рис. 3. Фазовые координаты КА с СП для описания некомпланарного гелиоцентрического движения: 1 — афелий; 2 и 4 — нисходящий и восходящий узлы; 3 — перигелий; \mathbf{v}_r , \mathbf{v}_u и \mathbf{v} — вектор радиальной, трансверсальной и полной скорости КА соответственно; \mathbf{r} — радиус-вектор; ТВР — точка весеннего равноденствия

$\tau \rightarrow 0$. В случае идеально отражающей поверхности СП $\rho_r = 1$, $\rho_d = 0$, $\alpha = 0$ и $\tau = 0$, а следовательно, $F_{\text{пад}} = F_p$. В рассматриваемом случае вектор полной тяги идеально отражающего СП $\mathbf{F}_{\text{идеал}}$ совпадает с нормалью к поверхности СП, а его модуль определяется выражением

$$F_{\text{идеал}} = 2S \cos^2 \lambda P_{\text{Земля}} \left(\frac{R_0}{r} \right)^2.$$

Модель СП с идеально-отражающей поверхностью удобно использовать для моделирования движения. Полное ускорение для такого СП вычисляется по формуле

$$a = 2 \frac{S}{m} \cos^2 \lambda P_{\text{Земля}} \left(\frac{R_0}{r} \right)^2, \quad (1)$$

где m — масса КА с СП.

Гелиоцентрическое пространственное движение КА будем задавать в комбинированной полярной системе координат (рис. 3) безразмерным фазовым вектором

$$\mathbf{X} = (r, u, v_r, v_u, \Omega, i)^T,$$

где r — расстояние между центрами масс КА и Солнца; u — аргумент широты; v_r и v_u — радиальная и трансверсальная скорости КА; Ω — долгота восходящего узла; i — наклонение орбиты.

Изменение фазовых координат в рамках задачи двух тел с учетом возмущающих ускорений и ускорения от СП описывается системой дифференциальных уравнений [8]

$$\begin{cases} \dot{r} = v_r; \\ \dot{u} = \frac{v_u}{r} - a_z \frac{\sin u}{v_u \operatorname{tgi}} + f_z \frac{\sin u}{v_u \operatorname{tgi}}; \\ \dot{v}_r = \frac{v_u^2}{r} - \frac{1}{r^2} + a_r + f_r; \\ \dot{v}_u = -\frac{v_r v_u}{r} + a_u + f_u; \\ \dot{\Omega} = a_z \frac{\sin u}{\sin i v_u} + f_z \frac{\sin u}{\sin i v_u}; \\ \dot{i} = a_z \frac{\cos u}{v_u} + f_z \frac{\cos u}{v_u}, \end{cases} \quad (2)$$

где a_z, a_r, a_u — составляющие полного ускорения a ; f_z, f_r, f_u — компоненты возмущающего ускорения.

Если полное ускорение a определяется выражением (1), то его составляющие описываются следующим образом:

$$\begin{cases} a_r = a \cos \lambda_1 \cos \lambda_2; \\ a_u = a \sin \lambda_1 \cos \lambda_2; \\ a_z = a \sin \lambda_2, \end{cases}$$

где λ_1 и λ_2 — составляющие управляющего угла λ (рис. 4).

Из рис. 4 видно, что λ — это угол между радиусом-вектором \mathbf{r} и нормалью СП \mathbf{n} ; λ_1 — угол между радиусом-вектором \mathbf{r} и проекцией вектора нормали СП на плоскость орбиты; λ_2 — угол между нормалью СП и ее проекцией на плоскость орбиты.

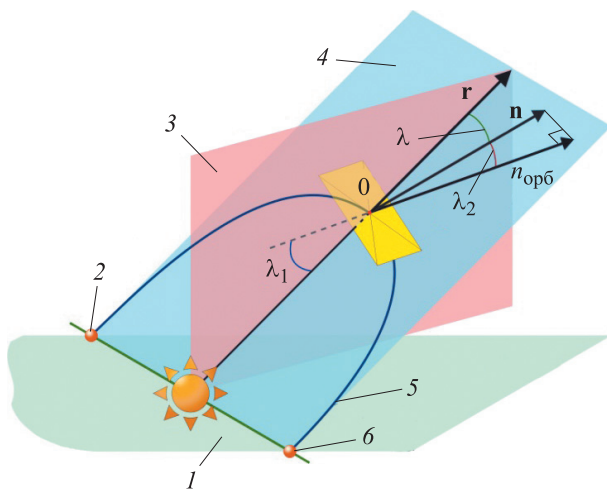


Рис. 4. Схема определения управляющего угла λ и его составляющих λ_1 и λ_2 :

1 — плоскость эклиптики; 2 и 6 — нисходящий и восходящий узлы; 3 — перпендикулярная плоскость; 4 — плоскость орбиты; 5 — орбита; $n_{\text{орб}}$ — проекция вектора нормали СП на плоскость орбиты

Зависимость управляющего угла λ от его составляющих определяется соотношениями

$$\begin{aligned} \cos \lambda &= \cos \lambda_1 \cos \lambda_2; \\ \sin \lambda &= \sqrt{\sin^2 \lambda_1 - \sin^2 \lambda_1 \sin^2 \lambda_2 + \sin^2 \lambda_2}. \end{aligned}$$

Для определения управляющих углов λ_1 и λ_2 используют локально-оптимальные законы управления СП. В работе [9] выведены аналитические выражения для управляющего угла λ_1 с целью наибольшего изменения большой полуоси, радиусов пери- и апоцентра, а также эксцентриситета орбиты за один виток на основе системы дифференциальных уравнений движения в форме Лагранжа.

В работе [10] получены аналитические выражения для управляющего угла λ_1 с целью наискорейшего изменения оскулирующих элементов орбиты в форме:

$$\lambda_1 = \frac{1}{2} \arcsin \frac{f_2(\vartheta) \left(f_1(\vartheta) - \sqrt{9[f_1(\vartheta)]^2 + 8[f_2(\vartheta)]^2} \right)}{3 \left([f_1(\vartheta)]^2 + [f_2(\vartheta)]^2 \right)},$$

где f_1, f_2 — компоненты локально-оптимальных законов управления; ϑ — угол истинной аномалии.

Этот закон управления углом λ_1 обеспечивает максимальную скорость изменения одного из оскулирующих элементов гелиоцентрической орбиты. В табл. 1 приведены компоненты f_1 и f_2 , определяющие максимальную скорость изменения соответствующих орбитальных элементов при плоском движении.

Таблица 1

Значения компонентов локально-оптимальных законов управления для оскулирующих элементов гелиоцентрической орбиты

Элемент	Компоненты	
	f_1	f_2
Фокальный параметр p	0	$\mp \frac{1}{1 + e \cos \vartheta}$
Большая полуось a	$\pm e \cos \vartheta$	$\mp 1 + e \cos \vartheta$
Эксцентриситет e	$\pm \sin \vartheta$	$\mp \frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1 + e \cos \vartheta}$
Радиус перицентра r_π	$\mp \sin \vartheta$	$\mp \frac{2(1 - \cos \vartheta) + e \sin^2 \vartheta}{1 + e \cos \vartheta}$
Радиус апоцентра r_α	$\pm \sin \vartheta$	$\mp \frac{2(1 + \cos \vartheta) - e \sin^2 \vartheta}{1 + e \cos \vartheta}$
Аргумент перицентра ω	$\mp \cos \vartheta$	$\mp \frac{\sin \vartheta (2 + e \cos \vartheta)}{1 + e \cos \vartheta}$

Таблица 2

Локально-оптимальные законы управления углом λ_2

Действие	Условия	
	для наклона орбиты i	для долготы восходящего узла Ω
Приращение	$\text{sign}(\cos u)\sin\lambda_2 > 0$	$\text{sign}(\sin u)\sin\lambda_2 > 0$
Уменьшение	$\text{sign}(\cos u)\sin\lambda_2 < 0$	$\text{sign}(\sin u)\sin\lambda_2 < 0$
Сохранение	$\lambda_2 = 0$	$\lambda_2 = 0$

Локально-оптимальные законы управления углом λ_2 , обеспечивающие наискорейшее изменение или сохранение оскулирующих элементов орбиты, описывающих изменение плоскости движения, приведены в табл. 2.

Из табл. 2 следует, что управляющий угол $\lambda_2 = 0$ обеспечивает сохранение неизменной плоскости орбиты. Управляющий угол $\lambda_2 = \pm 35,7^\circ$ обеспечивает наискорейшее увеличение или уменьшение наклона орбиты i и долготы восходящего узла Ω .

Конечно-элементная модель конструктивных элементов. Выбранный тип управления движением КА с СП влияет на поведение тонкоплочной конструкции СП. При выполнении программных разворотов СП возникают возмущающие силы, зависящие от характеристики конструкции СП. Для анализа конструкции СП каркасного типа и БР на прочность и устойчивость в процессе перелета необходимо провести конечно-элементное моделирование [11, 12].

Расчет конструкции КА с СП на прочность сделан в условиях действия давления солнечного света на гелиоцентрической траектории вблизи орбиты Земли с учетом возмущений,

возникающих в результате программных разворотов СП. При этом на поверхность СП действует давление солнечного света, равное $9,28 \cdot 10^{-6}$ Н/м² [1]. Нормаль отражающей поверхности СП КА ориентирована на источник света, т. е. сила светового давления направлена перпендикулярно поверхности полотна СП.

Для моделирования поведения полотна СП и БР построены их геометрические модели (рис. 5, а и б) и выбраны следующие типы конечных элементов: центральное тело, являющееся центром сосредоточенной абсолютно жестко закрепленной массы; БР, рассчитываемые как балочные элементы, прикрепленные к центру сосредоточенной массы; полотно СП, состоящее из четырех лепестков треугольной формы.

Каждый лепесток служит оболочным элементом и прикреплен к центральному телу и концам БР.

Техническая характеристика

	БР	СП
Материал	Углепластик	Каптон
Модуль упругости, МПа	67000	2500
Коэффициент Пуассона	0,33	0,34
Плотность, кг/м ³	1550	1420
Толщина, м	$2 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-6}$
Длина, м	31	22

Результаты моделирования. На основе разработанной математической модели управляемого движения создана программа [13], предназначенная для моделирования гелиоцентрических перелетов КА, оснащенного СП, с орбиты Земли к потенциально опасным астероидам. Для решения системы дифференциальных уравнений (2) использован метод Рунге — Кутты.

Результатами моделирования являются траектория движения КА, графические зависимости параметров движения КА от времени полета, а также значения продолжительности пере-

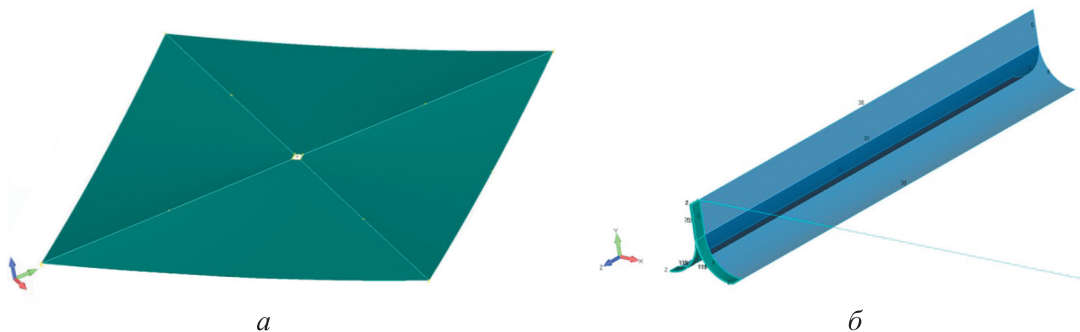


Рис. 5. Геометрические модели полотна СП (а) и БР (б)

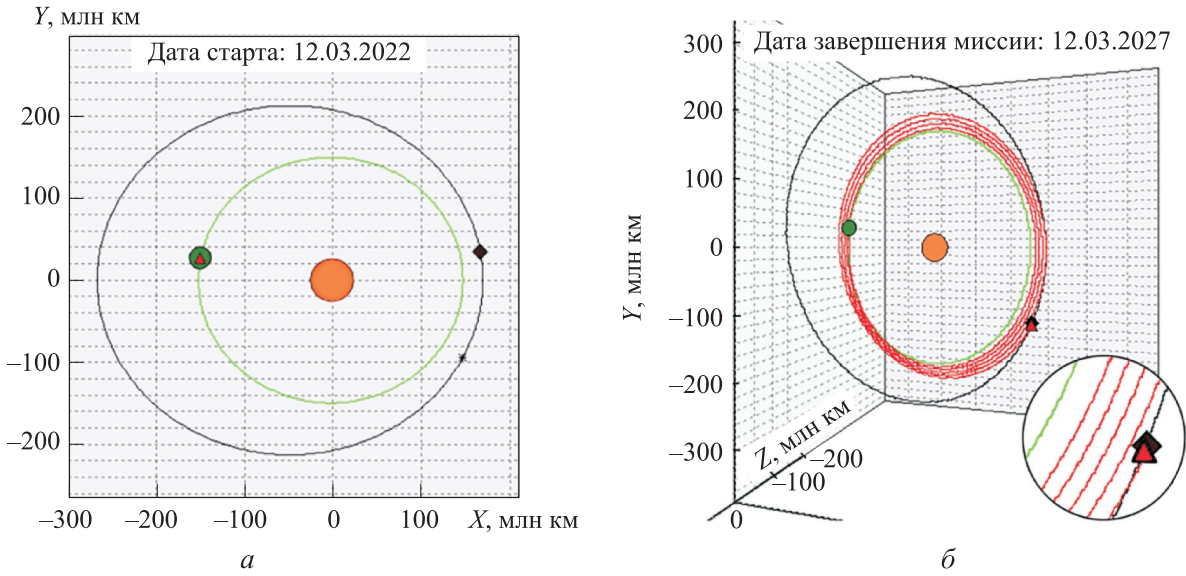


Рис. 6. Начальное (а) и конечное (б) положения КА с траекторией перелета:

▲ — КА с СП; ◆ — астероид; ● — Земля; ● — Солнце

лета, угловые скорости и ускорения КА для совершения программных разворотов. Полученные данные можно использовать для оценки проектируемой миссии, в том числе для расчета поведения конструкции СП.

В качестве примера моделирования межпланетной миссии с помощью разработанной программы рассмотрим перелет КА, оснащенного СП, с орбиты Земли к потенциально опасному астероиду 433 Эрос.

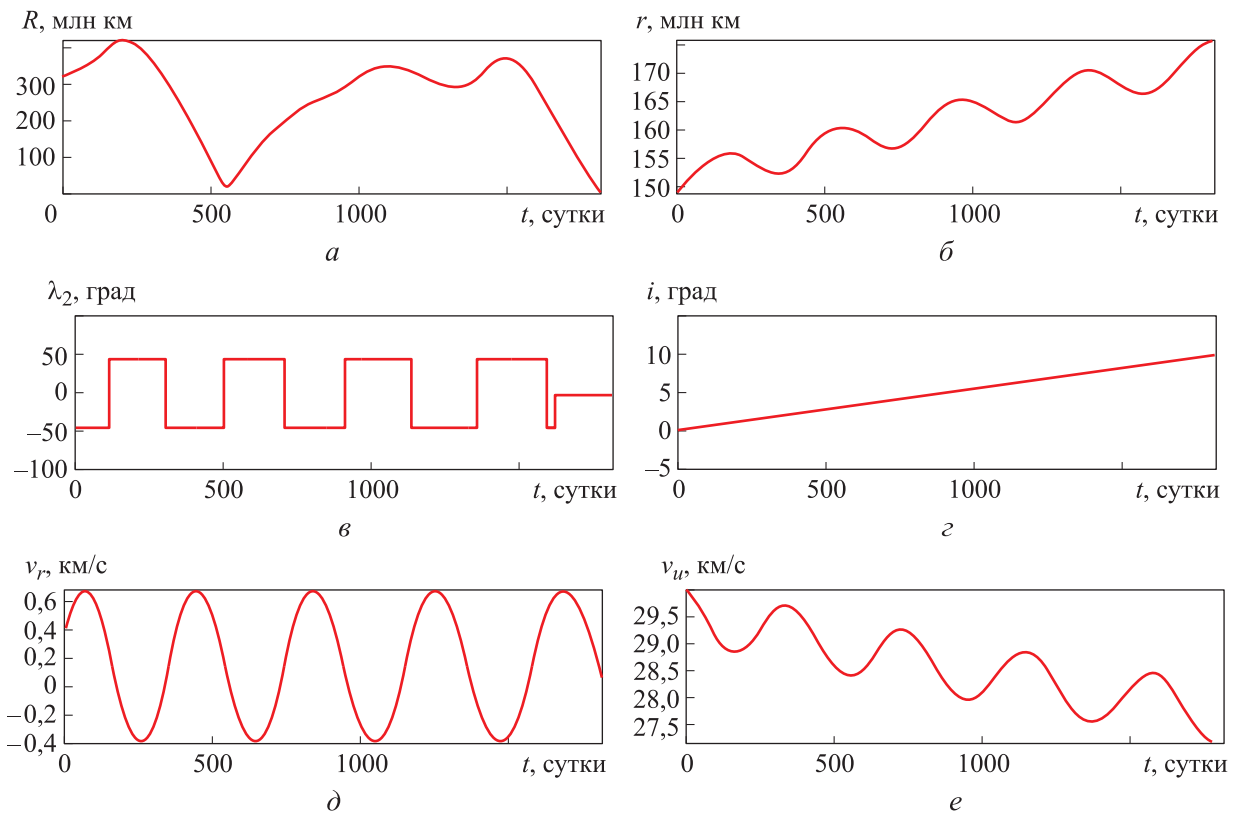


Рис. 7. Зависимости параметров полета КА от его времени t :

а — расстояния между центрами масс КА и астероида R ; б — расстояния между центрами масс КА и Солнца r ;
 в — управляющего угла λ_2 ; г — наклона орбиты КА i ; д — радиальной скорости КА v_r ;
 е — трансверсальной скорости КА v_u

При моделировании движения приняты следующие допущения: выход из сферы действия Земли осуществляется с помощью разгонного блока с двигателем большой тяги; гелиоцентрические фазовые координаты стартовой орбиты совпадают с таковыми для Земли; управляющий угол λ_1 является постоянной величиной.

Граничные условия сеанса моделирования

Пункт назначения Астероид 433 Эрос
 Дата старта, дд.мм.гггг 12.03.2022
 Дата завершения миссии, дд.мм.гггг 12.03.2027
 Масса КА с СП, кг 83,7
 Площадь СП, м² 500
 Управляющий угол λ_1 , град 15,45
 Управляющий угол λ_2 , град 35,7
 Наклонение орбиты:

КА на дату старта миссии, град 0,17
 астероида на дату завершения миссии, град .. 10,83

Весь перелет можно разделить на два этапа. Первый — приведение орбиты движения КА в плоскость орбиты астероида, т. е. увеличение наклона орбиты КА с 0,17 до 10,62 ($\lambda_1 = 0^\circ$; $\lambda_2 = 35,7^\circ$). Второй этап — перелет КА с СП к астероиду в плоскости орбит ($\lambda_1 = 15,45^\circ$; $\lambda_2 = 0^\circ$).

Результаты проведенного сеанса моделирования продемонстрировали способность КА с

СП совершить перелет к астероиду 433 Эрос за 1826 дней. На рис. 6 приведены начальное и конечное положения КА с траекторией перелета.

Зависимости параметров полета — расстояния между центрами масс КА и Солнца r , расстояния между центрами масс КА и астероида R , радиальной скорости КА v_r , трансверсальной скорости КА v_u , управляющего угла λ_2 и наклона орбиты КА i — от времени полета приведены на рис. 7.

Согласно результатам проведенного сеанса моделирования, КА с СП совершил девять полных полувитков вокруг Солнца за 1826 дней. Наклонение орбиты КА увеличилось с 0,17 до 10,62. Относительная погрешность достижения значения наклона орбиты составляет 1,94 %.

Для проведения нелинейно-статического анализа разработаны конечно-элементные модели СП и БР, чтобы оценить прочностные характеристики моделируемой конструкции КА с СП. Результаты прочностных расчетов также необходимо учитывать при проектировании межпланетной миссии.

После проведения нелинейно-статического анализа конструкции КА с СП получены следующие результаты:

- максимальная деформация СП (3,447 мм) наблюдалась в центральной области внешней стороны полотна (рис. 8, а);
- максимальное напряжение (0,0013 МПа) возникло в области крепления лепестка СП к БР (рис. 8, б).

Анализ результатов нелинейно-статического анализа конструкции КА с СП позволил сделать вывод, что максимальные напряжение и деформация, полученные при нагружении конструкции КА с СП давлением солнечного света на орбите Земли, не превышают критических

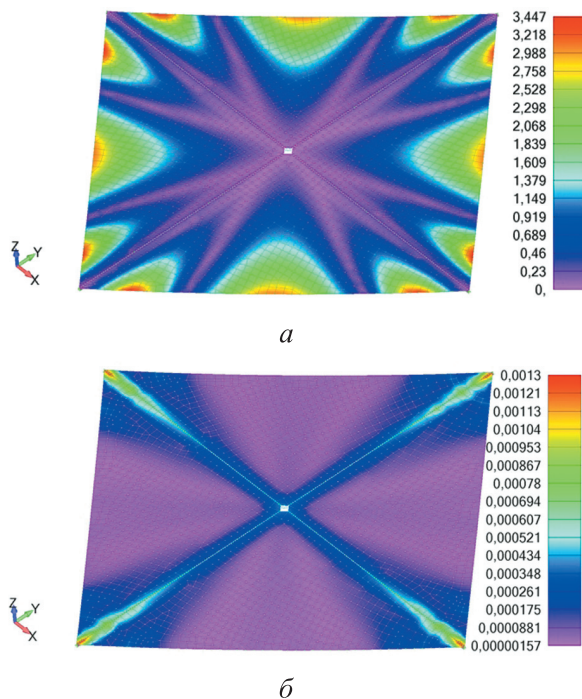


Рис. 8. Распределение деформаций, мм, (а) и напряжений, МПа, (б) в СП

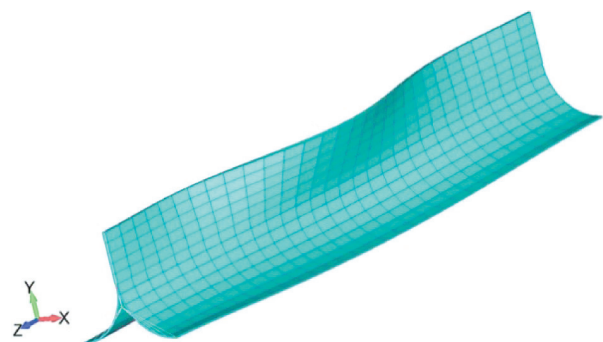


Рис. 9. Потеря устойчивости соединения БР и СП

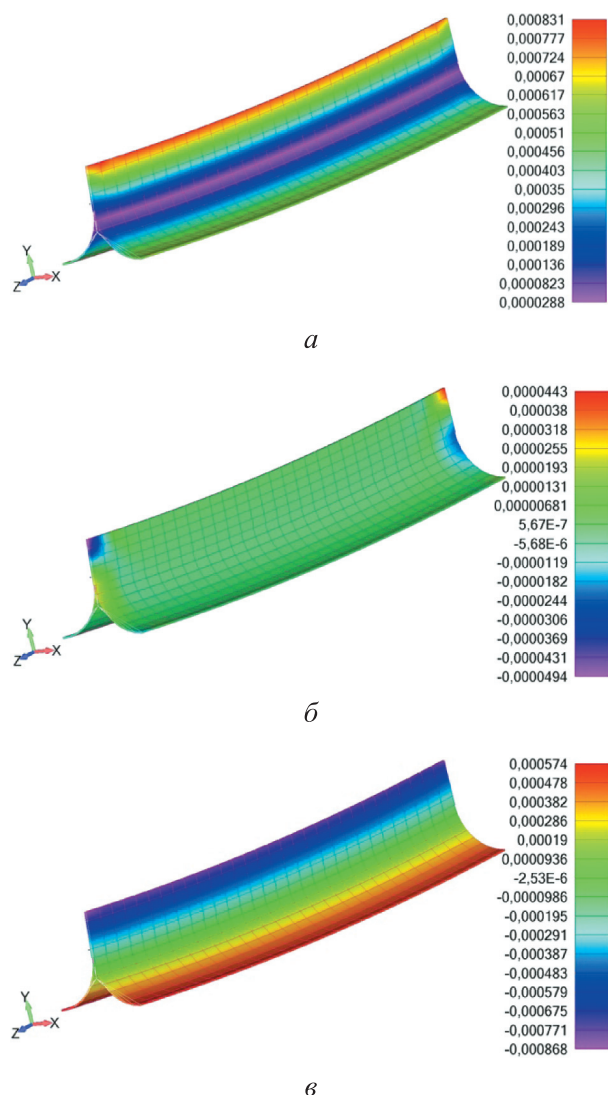


Рис. 10. Распределение эквивалентных (а), сдвиговых (б) и продольных (в) напряжений, МПа, в СП

значений. Это означает, что разработанная модель КА с СП может быть использована при проектировании межпланетной миссии. Но прежде всего необходимо провести моделирование опорного элемента СП — БР.

В рамках работы выполнен анализ начальной устойчивости соединения БР и СП. Рассмотрена только внешняя часть БР, так как в этой области она будет испытывать максимальные напряжения и деформации.

Литература

- [1] Поляхова Е.Н. *Космический полет с солнечным парусом*. Москва, ЛИБРОКОМ, 2011. 320 с.
- [2] Johnson L., Whorton M., Heaton A., Pinson R., Laue G., Adams C. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 68, pp. 571–575, doi: 10.1016/j.actaastro.2010.02.008

После проведения анализа потери устойчивости при моментном соединении БР и СП получены следующие результаты:

- коэффициент критической нагрузки $k > 1$; потеря устойчивости не ожидается (рис. 9);
- максимальные эквивалентные напряжения (0,000831 МПа) возникли на верхней кромке БР (рис. 10, а);
- максимальные сдвиговые (касательные) напряжения (0,0000443 МПа) наблюдались в точке крепления СП с БР (рис. 10, б);
- максимальные продольные напряжения (0,000574 МПа) возникли в основании профиля балки (рис. 10, в).

На основании результатов проведенного анализа можно утверждать, что в области соединения СП и БР под воздействием солнечного света и внешних возмущений, вызванных программными поворотами, эквивалентные, касательные и продольные напряжения не превышают критических значений. Следовательно, разработанная модель КА с СП может быть использована при проектировании межпланетной миссии.

Выводы

1. Предложены конечно-элементная и математическая модели КА с СП. Каждая из моделей необходима для проектирования межпланетной миссии. Конечно-элементная модель позволяет исследовать конструкцию КА с СП на прочность. Математическая модель положена в основу программы, предназначенной для моделирования движения КА с СП в гелиоцентрической системе координат.

2. С помощью разработанной программы проведено моделирование перелета КА, оснащенного СП, с орбиты Земли к потенциально опасному астероиду 433 Эрос. В качестве результатов моделирования получены траектория движения КА и графические зависимости параметров полета от времени, а также численные значения продолжительности перелета, наклона конечной орбиты КА с СП, относительной погрешности конечного наклона орбиты.

- [3] Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsyda Y., Kawakatsu Y., Kawaguchi J. First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology*, 2010, vol. 8, no. 27, 6 p.
- [4] Bidy C., Svitek T. LightSail-1 Solar Sail Design and Qualification. *Materials of the 41th Aerospace Mechanisms Symposium*, 16–18 May, 2012, pp. 451–463.
- [5] Khabibullin R.M., Starinova O.L. Nonlinear Modeling and Study for Control of the Research Spacecraft with Solar Sail. *AIP Conference Proceedings*, 2017, vol. 1798, 9 p., doi: 10.1063/1.4972666
- [6] Gorbunova I.V., Starinova O.L. Control of the spacecraft with a solar sail, performing an interplanetary flight. *IEEE Conference publications*, 2015, pp. 111–115, doi: 10.1109/RAST.2015.7208325
- [7] Левантовский В.И. *Механика космического полета в элементарном изложении*. Москва, Наука, 1974. 487 с.
- [8] Ишков С.А., Старинова О.Л. Оптимизация и моделирование движения космического аппарата с солнечным парусом. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2005, вып. 7, № 1(13), с. 99–106.
- [9] McInnes C.R. *Solar sailing: technology, dynamics and mission applications*. Springer Science & Business Media, 2013. 296 p.
- [10] Starinova O.L., Gorbunova I.V. Analytical control laws of the heliocentric motion of the solar sail spacecraft. *AIP Conference Proceedings*, 2014, vol. 1637, pp. 358–367, doi: 10.1063/1.4904599
- [11] Чернявский А.О. *Метод конечных элементов: основы практического применения*. Москва, Машиностроение, 2003. 106 с.
- [12] Пересыпкин К.В., Пересыпкин В.П., Иванова Е.А. *Моделирование конструкций ракетно-космической техники методом конечных элементов в среде MSC.Nastran*. Самара, Самарский университет, 2012. 143 с.
- [13] Хабибуллин Р.М., Старинова О.Л. *Нелинейное моделирование перелета маневрирующего космического аппарата к потенциально опасному астероиду*. Пат. 2016663956 РФ, 2016.

References

- [1] Polyakhova E.N. *Kosmicheskii polet s solnechnym parusom* [Space flight with a solar sail]. Moscow, LIBROKOM publ., 2011. 320 p.
- [2] Johnson L., Whorton M., Heaton A., Pinson R., Laue G., Adams C. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 68, pp. 571–575, doi: 10.1016/j.actaastro.2010.02.008
- [3] Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsyda Y., Kawakatsu Y., Kawaguchi J. First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology*, 2010, vol. 8, no. 27, 6 p.
- [4] Bidy C., Svitek T. LightSail-1 Solar Sail Design and Qualification. *Materials of the 41th Aerospace Mechanisms Symposium*, 16–18 May, 2012, pp. 451–463.
- [5] Khabibullin R.M., Starinova O.L. Nonlinear Modeling and Study for Control of the Research Spacecraft with Solar Sail. *AIP Conference Proceedings*, 2017, vol. 1798, 9 p., doi: 10.1063/1.4972666
- [6] Gorbunova I.V., Starinova O.L. Control of the spacecraft with a solar sail, performing an interplanetary flight. *IEEE Conference publications*, 2015, pp. 111–115, doi: 10.1109/RAST.2015.7208325
- [7] Levantovskiy V.I. *Mekhanika kosmicheskogo poleta v elementarnom izlozhenii* [The mechanics of space flight in an elementary presentation]. Moscow, Nauka publ., 1974. 487 p.
- [8] Ishkov S.A., Starinova O.L. Optimization and modelling of movement with the solar sail. *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2005, iss. 7, no. 1(13), pp. 99–106 (in Russ.).

- [9] McInnes C.R. *Solar sailing: technology, dynamics and mission applications*. Springer Science & Business Media, 2013. 296 p.
- [10] Starinova O.L., Gorbunova I.V. Analytical control laws of the heliocentric motion of the solar sail spacecraft. *AIP Conference Proceedings*, 2014, vol. 1637, pp. 358–367, doi: 10.1063/1.4904599
- [11] Chernyavskiy A.O. *Metod konechnykh elementov: osnovy prakticheskogo primeneniya* [The finite element method: the basics of practical application]. Moscow, Mashinostroyeniye publ., 2003. 106 p.
- [12] Peresyarkin K.V., Peresyarkin V.P., Ivanova E.A. *Modelirovaniye konstruktsiy raketno-kosmicheskoy tekhniki metodom konechnykh elementov v srede MSC.Nastran* [Simulation of rocket and space technology designs by the finite element method in the MSC.Nastran environment]. Samara, Samara University publ., 2012. 143 p.
- [13] Khabibullin R.M., Starinova O.L. *Nelineynoye modelirovaniye pereleta manevriruyushchego kosmicheskogo apparata k potentsial'no-opasnomu asteroid* [Nonlinear simulation of the flight of a maneuvering spacecraft to a potentially dangerous asteroid]. Patent RF no. 2016663956, 2016.

Статья поступила в редакцию 24.05.2019

Информация об авторах

ХАБИБУЛЛИН Роман Маратович — аспирант кафедры космического машиностроения. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (Самарский университет) (443086, Самара, Российская Федерация, Московское шоссе, д. 34, e-mail: khabibullin.roman@gmail.com).

СТАРИНОВА Ольга Леонардовна — доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (Самарский университет) (443086, Самара, Российская Федерация, Московское шоссе, д. 34, e-mail: solleo@mail.ru).

Information about the authors

KHABIBULLIN Roman Maratovich — Postgraduate, Space Engineering Department. Samara National Research University named after Academician Korolev (Samara University) (443086, Samara, Russian Federation, Moskovskoye Shosse, Bldg. 34, e-mail: khabibullin.roman@gmail.com).

STARINOVA Olga Leonardovna — Doctor of Science (Eng.), Professor, Space Engineering Department. Samara National Research University named after Academician Korolev (Samara University) (443086, Samara, Russian Federation, Moskovskoye Shosse, Bldg. 34, e-mail: sol-leo@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Хабибуллин Р.М., Старинова О.Л. Анализ управляемого движения исследовательского космического аппарата с солнечным парусом. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 12, с. 94–103, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-94-103

Please cite this article in English as:

Khabibullin R.M., Starinova O.L. An Analysis of Guided Motion of a Research Spacecraft with a Solar Sail. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 12, pp. 94–103, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-94-103