

## Моделирование динамики роторного солнечного паруса в программе MSC Adams

© А.С. Попов, В.В. Усалимова

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

*Одно из перспективных направлений в космонавтике — использование солнечного паруса при проектировании космических аппаратов. Моделирование динамики таких аппаратов — сложная задача, так как сам парус представляет собой податливую тонкопленочную конструкцию. Рассмотренный в данной работе парус моделируется в виде набора секций, которые состоят из цилиндров, соединенных сферическими шарнирами. Такой способ позволяет реализовать правдоподобную форму изгиба лопастей, соответствующую форме прогиба, которая была получена аналитически в других работах на данную тему. В ходе проведенной работы моделировалась динамика двухлопастного сублимирующего солнечного паруса гелиороторного типа, стабилизированного вращением. Были получены зависимости отклонения конца лопасти паруса и величины ускорения центра масс аппарата от начальной угловой скорости его вращения. Проведено сравнение полученных результатов с данными, которые определены путем аналитического расчета.*

**Ключевые слова:** солнечный парус, сублимирующий парус, CubeSat, динамика солнечного паруса, наноспутник, MSC Adams

**Введение.** В настоящее время все шире распространяется идея применять альтернативные источники силы тяги для космических перелетов. Солнечный парус — приспособление, которое использует давление солнечного света для приведения в движение космического аппарата (КА) [1]. Такой парус может создавать тягу в течение почти неограниченного времени, и для него не требуется расход рабочего тела. Однако значение этой тяги крайне низкое, что ограничивает применимость паруса. Поэтому в настоящее время эту технологию целесообразно использовать для спутников малых размеров.

Кроме зеркальной схемы солнечного паруса на основе механического воздействия светового потока существуют схемы на базе эффекта испарения под действием нагрева от Солнца вещества, нанесенного на его поверхность. В создаваемое сублимирующим парусом реактивное усилие основной вклад вносит вылет с нее частиц газа [2].

Разработка спутников формата CubeSat с сублимирующим солнечным парусом может стать перспективным направлением для научных исследований. Использование бескаркасных податливых конструкций, сформированных под действием центробежных сил, позволяет уменьшить габариты КА [3]. Можно, например, поднять высоту орбиты с помощью солнечного паруса, либо изменяя угол падения солнечных лучей на его поверхность путем поворота полотна [4], либо дискретно

варьируя коэффициент отражения полотна, переворачивая КА с помощью эффекта Джанибекова [5]. Для рассмотрения выбран аппарат, у которого повышается эффективность работы паруса и увеличивается высота орбиты благодаря сублимации материала, нанесенного на его поверхность.

Моделирование динамики тонкопленочных конструкций является сложной задачей, потому что в существующих программных пакетах зачастую не содержится элементов, соответствующих податливым материалам. В работах [6] и [7] приведены аналитические зависимости, помогающие смоделировать форму прогиба круглого солнечного паруса, сформированного центробежными силами, и профиль его поверхности при переориентации КА, и, кроме того, предложен закон управления аппаратом с солнечным парусом такой формы. Аналитические зависимости для КА с двухлопастным гелиороторным солнечным парусом предложены в [8].

Цель представленной работы — выполнить моделирование в среде MSC Adams динамики тонкопленочной конструкции двухлопастного сублимирующего солнечного паруса, сформированного центробежными силами, с учетом нагружения его силой тяги, а также сравнить полученные результаты с данными, определенными путем аналитического расчета [8].

**Расчетная схема.** Геометрическая схема силы тяги с отраженными лучами для случая зеркальной площадки изображена на рис. 1. При этом результирующая сила тяги  $F_{\text{тяги}}$ , направленная строго по нормали [1], определяется по формуле

$$F_{\text{тяги}} = F_{\text{пад}} + F_{\text{отр}} = \frac{2S_r}{c} A \cos^2 \beta n, \quad (1)$$

где  $F_{\text{пад}}$  — сила, создаваемая падающими лучами, Н;  $F_{\text{отр}}$  — сила, создаваемая отраженными лучами, Н;  $S_r$  — мощность солнечной электромагнитной волны, падающей на единицу поверхности, находящейся на гелиоцентрическом расстоянии  $r$ , Вт/м<sup>2</sup>;  $A$  — площадь паруса, м<sup>2</sup>;  $c$  — скорость света в вакууме,  $c = 3 \cdot 10^8$  м/с;  $\beta$  — угол падения лучей, т. е. угол между направлением лучей и нормалью  $n$  к теневой стороне площадки.

По оценкам, приведенным в работе [2], обращенная к Солнцу пластинка магния, сублимируя при максимальной температуре поверхности, равной 576 К, со скоростью менее 1 мм толщины в год, способна создать реактивную тягу примерно в 10 раз бóльшую, чем идеальное зеркало такой же площади. При этом сила тяги будет направлена в сторону, противоположную направлению испарения материала по нормали к поверхности (рис. 2).

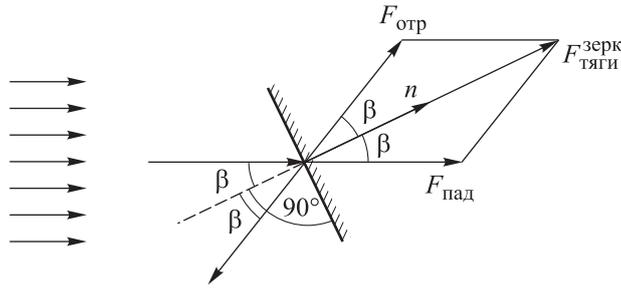


Рис. 1. Геометрическая схема силы тяги для случая с отраженными лучами от зеркальной площадки

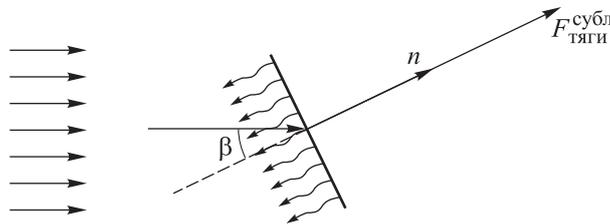


Рис. 2. Схема распределения силы тяги для сублимирующего паруса

В таком случае для сублимирующего паруса сила тяги рассчитывается по формуле

$$F_{тяги}^{субл} = 10F_{тяги}^{зерк} = \frac{20S_r}{c} A \cos^2 \beta n.$$

В работе моделируется динамика солнечного паруса, имеющего следующие параметры:

- Толщина материала основы, мкм .....12
- Общая толщина паруса, мкм .....40,8
- Площадь паруса, м<sup>2</sup> ..... 26,7

Требуемая толщина сублимационного материала вычислялась исходя из целей миссии аппарата в соответствии с расчетом из [9].

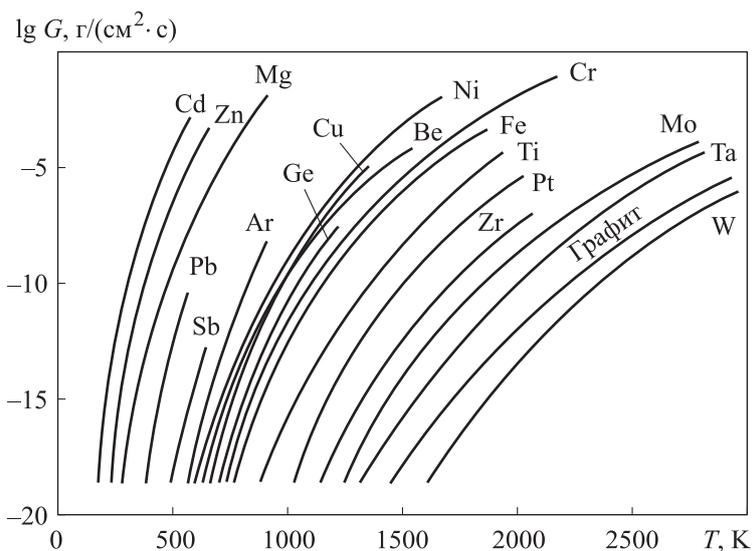
Рассмотрим пример, в котором масса исследуемого КА, являющегося спутником форм-фактора «половина 6U» (размерами 366×226,3×50 мм), составляет 4,3 кг, а масса корпуса КА без учета массы паруса — 2,5 кг. Поскольку парус представляет собой тонкопленочную поверхность с нанесенным испаряющимся покрытием, возникает необходимость учитывать сублимацию этого покрытия на рассматриваемую динамику конструкции. Для того чтобы оценить степень влияния сублимации на результаты расчета, требуется определить скорость испарения вещества с поверхности паруса. Зависимость этой скорости для разных материалов от их температуры представлена на рис. 3 [9].

Например, в процессе полета температура магния определяется исходя из уравнения теплового баланса:

$$Q_{\text{погл}} = Q_{\text{изл}}; \tag{3}$$

$$A_{\text{погл}} J \alpha = \varepsilon \sigma T^4 A_{\text{изл}}, \tag{4}$$

где  $Q_{\text{погл}}$  — мощность солнечного излучения, поглощенная поверхностью паруса, Вт;  $Q_{\text{изл}}$  — мощность излучения с поверхности паруса, Вт;  $A_{\text{изл}}, A_{\text{погл}}$  — площади поверхности излучения и поверхности поглощения соответственно, м<sup>2</sup>, причем  $A_{\text{изл}} = 2A_{\text{погл}}$ ;  $J$  — интенсивность солнечного излучения,  $J = 1400$  Вт/м<sup>2</sup>;  $\varepsilon$  — коэффициент длинноволнового излучения магния,  $\varepsilon = 0,07$ ;  $\sigma = 5,6 \cdot 10^{-8}$  Вт/(м<sup>2</sup> · К<sup>4</sup>) — постоянная Стефана — Больцмана;  $T$  — температура поверхности паруса, К;  $\alpha$  — коэффициент коротковолнового поглощения магния,  $\alpha = 0,3$ .



**Рис. 3.** Зависимость скорости испарения материалов от температуры

Преобразовав формулу (4), можно определить температуру поверхности паруса:

$$T = \sqrt[4]{\frac{A_{\text{погл}} J \alpha}{A_{\text{изл}} \sigma \varepsilon}} \approx 480 \text{ К}. \tag{5}$$

Скорость испарения магния  $G$  легко получить на графике, приведенном на рис. 3:

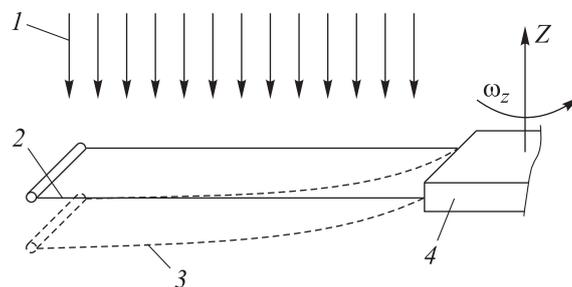
$$G \approx 10^{-9,8} \text{ г/(см}^2 \cdot \text{с)}. \tag{6}$$

В поставленной задаче изучается динамика системы на временном интервале 1000 с. За это время с поверхности паруса площадью  $26,7 \text{ м}^2$  испарится масса магния  $m_{\text{Mg}}$ , составляющая

$$10^{-9,8} \text{ г}/(\text{см}^2 \cdot \text{с}) \cdot 26,7 \cdot 10^4 \text{ см}^2 \cdot 10^3 \text{ с} = 0,04 \text{ г}.$$

Следовательно, масса испарившегося материала составляет менее 1 % массы всего аппарата, т. е. полученная величина пренебрежимо мала, в связи с чем в дальнейшем расчете не учитывается.

Направление воздействия солнечных лучей и ожидаемая форма прогиба лопасти паруса [8] представлены на рис. 4.



**Рис. 4.** Расчетная схема ожидаемой формы прогиба лопасти паруса:  
1 — воздействие солнечного света; 2 — лопасть паруса; 3 — ожидаемая форма прогиба лопасти; 4 — корпус аппарата

Корпус КА моделируется в MSC Adams с помощью элемента Plate, размеры которого выбираются в соответствии с размерами аппарата. Масса и моменты инерции КА, а также положение его центра масс были заданы с учетом характеристик модели, полученных при подробном твердотельном моделировании аппарата. Моменты его инерции относительно центра масс приведены ниже:

$$[J] = \begin{bmatrix} 0,991538 & -0,129599 & -0,007528 \\ -0,129599 & 0,991542 & 0,00607 \\ -0,007528 & 0,00607 & 0,999953 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Моделирование солнечного паруса выполнялось с помощью элемента Cylinder программы MSC Adams. Лопасть паруса была представлена в виде набора из 100 секций, каждая из которых состоит из трех цилиндров, связанных между собой сферическими шарнирами. Секции соединены между собой также сферическими шарнирами (рис. 5). Диаметры цилиндров соответствуют толщине паруса, плотность материала задается такой, чтобы итоговая масса модели паруса была равна заданной массе паруса. Этот способ моделирования позволяет задавать распределенную нагрузку на парус и в дальнейшем корректно

отображать динамику движения паруса, который в процессе воздействия на него силы солнечного давления будет изгибаться, потому что он сам является тонкой пленкой.

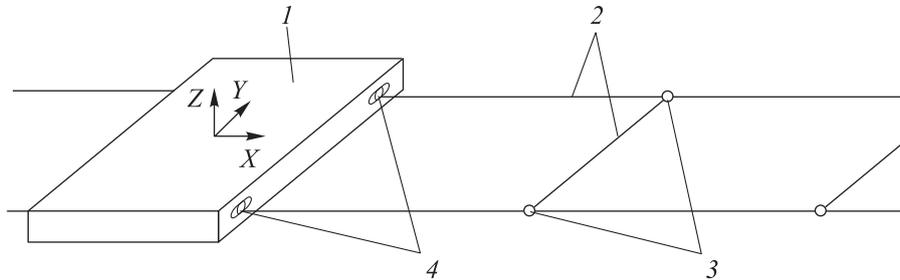


Рис. 5. Схема модели аппарата:

1 — корпус аппарата; 2 — переключины; 3 — сферические шарниры; 4 — цилиндрические шарниры

В центре масс каждого цилиндра приложена сила (рис. 6), величина которой изменяется в зависимости от изгиба лопасти паруса по закону, выраженному формулой (2). Поскольку величина отклонения конца паруса относительно длины лопасти невелика, при моделировании не учитывается изменение направления действия силы в случае отклонения лопасти от изначального положения, т. е. каждая сила представляется «зафиксированной в пространстве».

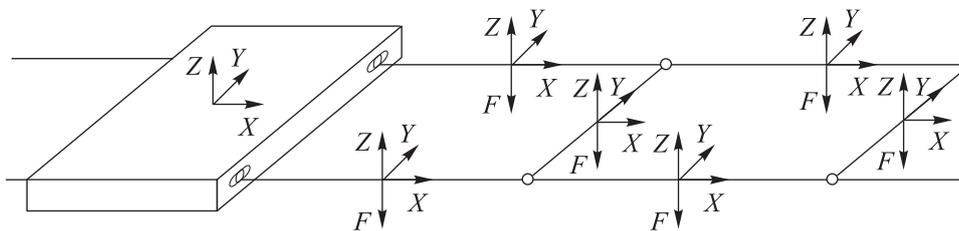


Рис. 6. Схема приложения сил к аппарату

**Результаты расчетов.** Расчеты были проведены на интервале времени  $t = 1000$  с, количество шагов интегрирования  $N = 10\,000$ . Рассмотрено три расчетных случая для трех разных значений угловой скорости аппарата: 4, 3 и 2 град/с. Больше внимание будет уделено результатам расчета для угловой скорости 4 град/с, аналогичной угловой скорости аппарата [10], послужившего прототипом для обсуждаемого КА. Зависимости, полученные для этой скорости, представлены на рис. 7 и 8. Среднее отклонение конца лопасти паруса составило 227 мм (см. рис. 7), среднее ускорение центра масс —  $0,0005796$  м/с<sup>2</sup> (см. рис. 8).

Используя данные, приведенные в работе [1], можно аналитически рассчитать ожидаемое ускорение аппарата  $a_{\max}$  при действии заданного значения силы без учета изменения величины силы тяги

в результате отклонения лопастей паруса и, как следствие, уменьшения «рабочей» площади паруса:

$$a_{\max} = \frac{F_{\max}^{\text{субл}}}{m} = \frac{20S_r A}{m} = \frac{20 \cdot 1400 \text{ Вт/м}^2 \cdot 26,7 \text{ м}^2}{4,3 \text{ кг}} = 0,00058 \text{ м/с}^2. \quad (9)$$

Теперь можно вычислить абсолютную погрешность ускорения:

$$\Delta_a = |a_{\max} - a_{\text{расч}}| = 4 \cdot 10^{-7} \text{ м/с}^2 \quad (10)$$

и относительную погрешность

$$\delta_a = \frac{\Delta_a}{a_{\max}} \cdot 100\% = 0,07\%. \quad (11)$$

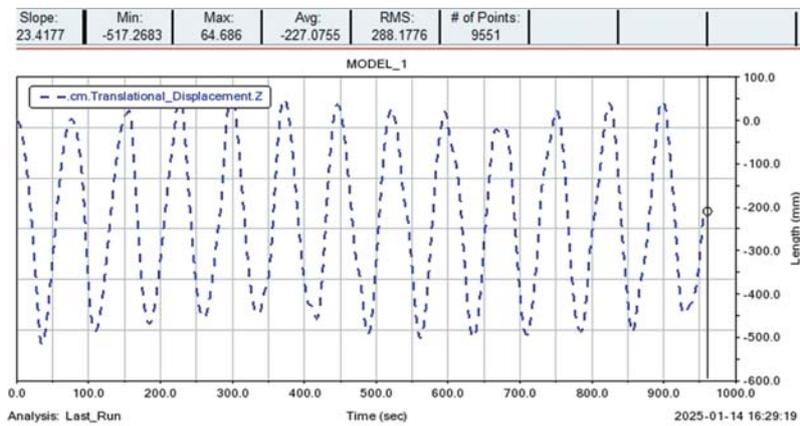


Рис. 7. Колебания конца лопасти относительно центра масс аппарата в зависимости от времени

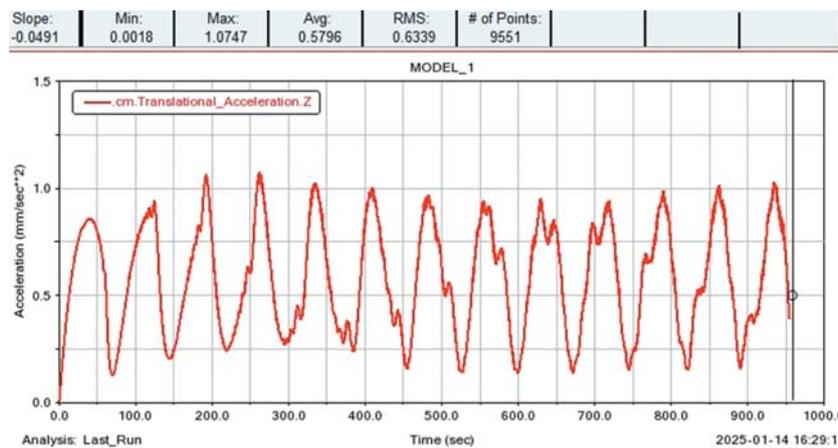
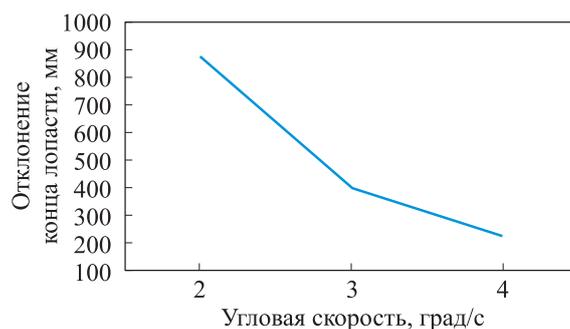


Рис. 8. Изменение ускорения аппарата в зависимости от времени

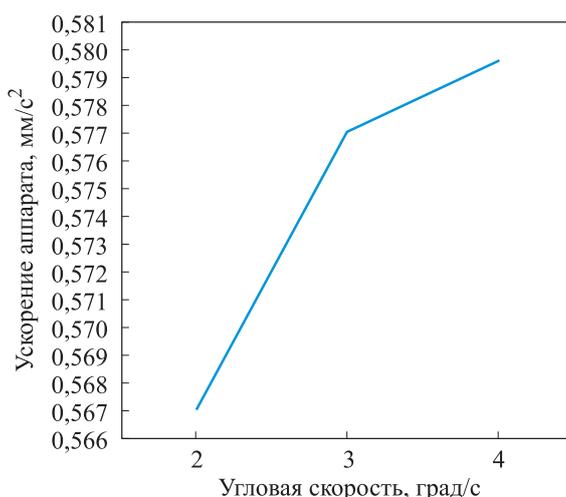
Значение расчетного ускорения отличается от значения аналитически полученного ускорения на КА менее чем на 1 %, так как отклонение лопасти паруса невелико (около  $0,27^\circ$ ) и изменение величины силы тяги пренебрежимо мало. Два оставшихся расчетных случая были рассмотрены в сравнении с первым по трем параметрам: отклонение конца лопасти паруса относительно центра масс аппарата; ускорение центра масс аппарата; отклонение ускорения КА от максимально возможного, полученного в результате аналитического расчета, проведенного в [8], в процентах. Результаты для трех вариантов угловых скоростей приведены в таблице и на рис. 9–11.

**Результаты расчета угловых скоростей**

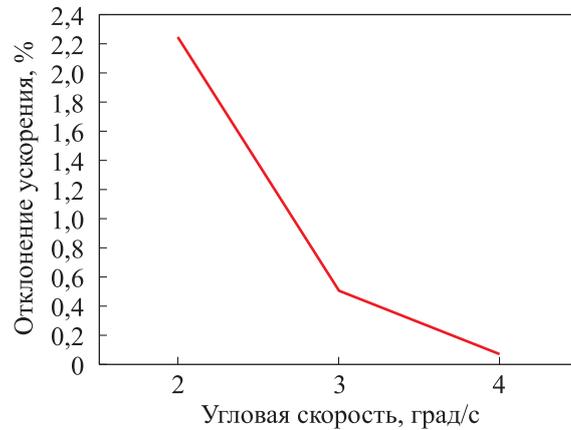
Угловая скорость $\omega_z$ , град/с	Отклонение конца лопасти, мм	Ускорение КА, $\text{м/с}^2$	Отклонение ускорения от максимально возможного, %
2	877	0,000567	2,24
3	401	0,000577	0,52
4	227	0,0005796	0,07



**Рис. 9.** Отклонение конца лопасти паруса в зависимости от угловой скорости вращения аппарата



**Рис. 10.** Ускорение аппарата в зависимости от угловой скорости его вращения



**Рис. 11.** Изменение отклонения ускорения на аппарате от максимально возможного в зависимости от его угловой скорости

По результатам расчета для трех вариантов угловых скоростей можно сделать вывод, что при снижении угловой скорости вращения КА увеличивается отклонение конца лопасти паруса в результате уменьшения центробежной силы, действующей на парус. При этом снижается ускорение на аппарате, так как при отклонении паруса от горизонтального положения сокращается поверхность, освещаемая солнечными лучами, в результате чего падает сила тяги, вызванная их воздействием.

**Сравнение результатов расчета отклонения конца лопасти.** Для верификации такого расчета проведено сравнение его результатов с представленными в [8] данными аналитического расчета. Отклонение конца лопасти паруса относительно линии закрепления вычисляется по следующей формуле:

$$y_{\text{кон}} = \frac{2qX_{\text{кон}}}{\omega^2} \times \left( \frac{\text{ArcTh}\left(\frac{\sqrt{M_{\text{п}} X_{\text{кон}}}}{\sqrt{M_{\text{п}} + 2m_{\text{груз}} X_{\text{кон}}}}\right)}{\sqrt{M_{\text{п}}}\sqrt{M_{\text{п}} + 2m_{\text{груз}}}} + \frac{\ln(-M_{\text{п}} X_{\text{кон}}^2 + M_{\text{п}} X_{\text{кон}} + 2m_{\text{груз}} X_{\text{кон}}^2)}{2M_{\text{п}}} \right) - \frac{qX_{\text{кон}} \ln(M_{\text{п}} X_{\text{кон}}^2 + m_{\text{груз}} X_{\text{кон}}^2)}{M_{\text{п}} \omega^2}, \quad (12)$$

где  $q$  — распределенная по длине нагрузка на поверхность паруса, Н/м,  $q = \frac{20S_r}{c} AX_{\text{кон}}$ ;  $X_{\text{кон}}$  — координата конца лопасти паруса (длина лопасти), м;  $\omega$  — угловая скорость вращения аппарата, рад/с;

$M_{\Pi} = 0,8$  кг — масса лопасти паруса;  $m_{\text{груз}} = 0,005$  кг — масса груза на конце лопасти.

Рассмотрим модельную задачу с граничными условиями, аналогичными аналитическому расчету. Так как, согласно [8], аналитическая формула выведена относительно неподвижной системы координат, корпус аппарата необходимо закрепить на шарнир, разрешающий его вращение относительно центра масс (рис. 12).

Среднее отклонение конца лопасти паруса для модельной задачи составило  $y_{\text{расч}} = 382,18$  мм (рис. 13).

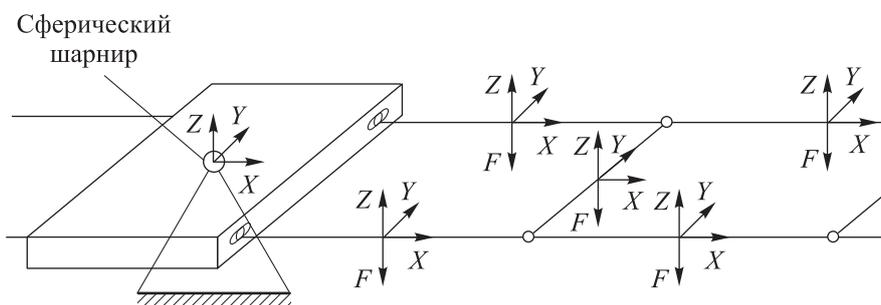


Рис. 12. Расчетная схема модельной задачи

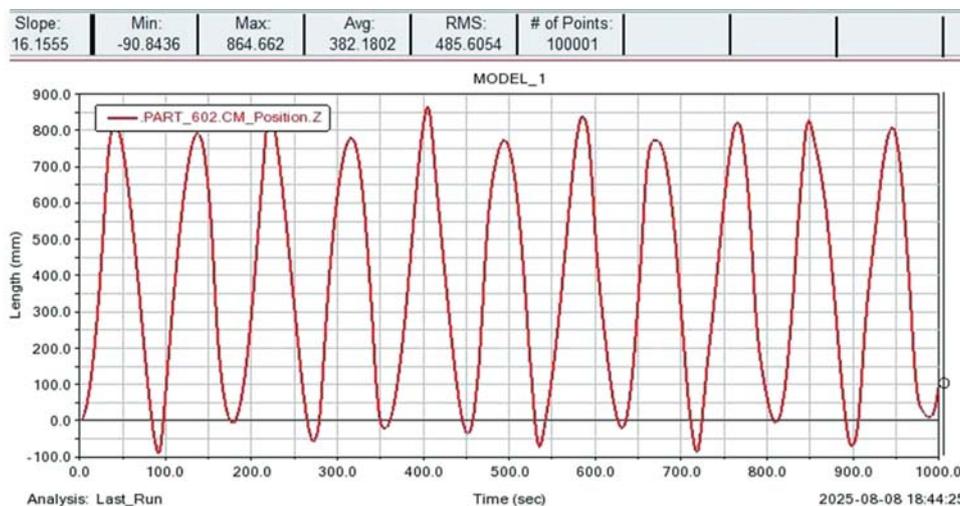


Рис. 13. Колебания конца лопасти относительно центра масс аппарата для модельной задачи в зависимости от времени

Аналитически полученное по формуле (12) отклонение лопасти паруса

$$y(X_{\text{кон}}) = 0,385 \text{ м} = 385 \text{ мм.} \quad (13)$$

При этом абсолютная погрешность отклонения конца лопасти

$$\Delta_y = |y(X_{\text{кон}}) - y_{\text{расч}}| = 2,82 \text{ мм}, \quad (14)$$

а относительная погрешность

$$\delta_y = \frac{\Delta_y}{y(X_{\text{кон}})} \cdot 100 \% = 0,73 \%. \quad (15)$$

Поскольку погрешность расчета составила менее 1 %, это подтверждает возможность использования представленного подхода для моделирования тонкопленочных конструкций.

**Заключение.** С помощью программы MSC Adams сформирована модель податливой тонкопленочной конструкции солнечного паруса с учетом нагружения. Получена зависимость между ускорением аппарата и угловой скоростью его вращения. Показано, что данная зависимость нелинейна. Для сублимирующего паруса (испаряющееся вещество — магний), уместяющегося в форм-факторе «половина 6U» массой 4,3 кг, среднее ускорение составляет около  $0,58 \text{ мм/с}^2$ .

Верифицирована модель паруса с помощью модельной задачи, для которой было известно аналитическое решение. С увеличением угловой скорости вращения КА влияние динамики на величину тяги солнечного паруса уменьшается. Однако зависимость эта нелинейна, поэтому при превышении некоторого значения скорости изменение тяги становится незначительным. Следовательно, встает задача оптимизации параметров движения КА относительно его центра масс, которая не рассматривалась в ходе данной работы. Цель такой оптимизации — определить угловую скорость вращения аппарата, достаточную для того, чтобы парус сохранял форму и создавал силу тяги, близкую к максимальной, но достижимую с учетом имеющихся технических средств. Для каждого аппарата такой расчет следует проводить отдельно с учетом его массово-инерционных характеристик.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Поляхова Е.Н. *Космический полёт с солнечным парусом: проблемы и перспективы*. Изд 2-е, доп. Москва, Либроком, 2018, 320 с.
- [2] Джуманалиев Н.Д., Киселев М.И. *Введение в прикладную радиационную небесную механику*. Фрунзе, Илим, 1986, 201 с.
- [3] Комков В.А., Мельников В.М., Райкунов Г.Г., Харлов Б.Н. *Центрбежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции*. Москва, Физматлит, 2009, 447 с.
- [4] В. Tingting, and A. Popov Escape from the sphere of earth's influence by means of solar sail on the orbit perpendicular to Sun's direction. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171 (1), art. no. 060011, pp. 1–6.  
<https://aip.scitation.org/doi/10.1063/1.5133209>

- [5] Popov A.S., Khalmansky Ya.V. Exiting earth's influence sphere of the spacecraft using solar sail with discrete changing of reflection coefficient value. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318 (1), art. no. 120019. <https://doi.org/10.1063/5.0036541>
- [6] Макаренкова Н.А. Исследование формы поверхности полотна солнечного паруса при его пространственном развороте. *Труды МАИ*, 2016, вып. № 85. URL: [https://mai.ru/upload/iblock/104/makarenkova\\_rus.pdf?ysclid=luo1kifx9h508671156](https://mai.ru/upload/iblock/104/makarenkova_rus.pdf?ysclid=luo1kifx9h508671156)
- [7] Макаренкова Н.А. Система управления пространственной ориентацией солнечного паруса бескаркасной центробежной конструкции без расхода рабочего тела: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.09. Москва, МАИ, 2018, 26 с.
- [8] Попов А.С., Ульянов М.В., Ульянова Н.В. Выбор параметров наноспутника с двухлопастным солнечным парусом для осуществления межпланетных миссий. *XLII Академические чтения по космонавтике, посвящённые памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Королёвские чтения — 2018): сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с. 281–282.
- [9] Феоктистов К. П., ред. *Космические аппараты*. Москва, Воениздат, 1983, 319 с. (Ракетно-космический комплекс).
- [10] Nerovny N.A., Mayorova V.I., Tenenbaum S.M., Rachkin D.A., Kotsur O.S., Koretskii M.Y. et al. BMSTU-Sail Space Experiment. *Proceedings of the Fourth International Symposium on Solar Sailing 2017*. Kyoto, Japan, 2017.

Статья поступила в редакцию 23.09.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Попов А.С., Усалимова В.В. Моделирование динамики роторного солнечного паруса в программе MSC Adams. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 1. EDN ENNWUV

**Попов Александр Сергеевич** — старший преподаватель кафедры «Аэрокосмические системы», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [porovas@bmstu.ru](mailto:porovas@bmstu.ru)

**Усалимова Валентина Владимировна** — студентка 6-го курса кафедры «Аэрокосмические системы», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [usalimovavv@student.bmstu.ru](mailto:usalimovavv@student.bmstu.ru)

## Modeling the Dynamics of a Rotary Solar Sail Using MSC Adam

© A.S. Popov, V.V. Usalimova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

*One of the promising directions in cosmonautics is the use of a solar sail in spacecraft design. Modeling the dynamics of such devices is a challenging task, since the sail itself is a compliant thin-film structure. In this study, the sail is modeled as a set of sections composed of cylinders connected by spherical hinges. This approach made it possible to obtain a plausible blade bending shape that corresponds to the deflection profile derived analytically in other studies on this subject. The study involved modeling the dynamics of a two-bladed, rotation-stabilized, sublimating heliorotor-type solar sail. Dependences of the sail blade tip deflection and the magnitude of the spacecraft center-of-mass acceleration on the initial angular velocity of the spacecraft have been obtained. The results have been compared with analytical calculations.*

**Keywords:** Solar sail, sublimation sail, CubeSat, solar sail dynamics, nanosatellite, MSC Adams

### REFERENCES

- [1] Polyakhova E.N. *Kosmicheskii polet s solnechnym parusom: problemy i perspektivy* [Space flight with a solar sail: problems and prospects]. 2nd ed., revised and enlarged. Moscow, Librokom Publ., 2018, 320 p.
- [2] Dzhumanaliev N.D., Kiselev M.I. *Vvedenie v prikladnuyu radiatsionnuyu nebesnuyu mekhaniku* [Introduction to applied radiation celestial mechanics]. Frunze, Ilim Publ., 1986, 201 p.
- [3] Komkov V.A., Melnikov V.M., Raikunov G.G., Kharlov B.N. *Tsentrobezhnye beskarkasnye krupnogabaritnye kosmicheskie konstruksii* [Centrifugal frameless large-scale space structures]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2009, 447 p.
- [4] Tingting M., Popov A. Escape from the sphere of earth's influence by means of solar sail on the orbit perpendicular to Sun's direction. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171 (1), art. no. 060011, pp. 1–6.  
<https://aip.scitation.org/doi/10.1063/1.5133209>
- [5] Popov A.S., Khalmansky Ya.V. Exiting earth's influence sphere of the spacecraft using solar sail with discrete changing of reflection coefficient value. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318(1), art. no. 120019.  
<https://doi.org/10.1063/5.0036541> February 2021
- [6] Makarenkova N.A. Issledovanie formy poverkhnosti polotna solnechnogo parusa pri ego prostranstvennom razvorote [Study of the surface shape of a solar sail membrane during its spatial deployment]. *Trudy MAI* (Proceedings of the Moscow Aviation Institute), 2016, iss. 85. Available at: [https://mai.ru/upload/iblock/104/makarenkova\\_rus.pdf?ysclid=luo1kifx9h508671156](https://mai.ru/upload/iblock/104/makarenkova_rus.pdf?ysclid=luo1kifx9h508671156)
- [7] Makarenkova N.A. *Sistema upravleniya prostranstvennoy orientatsiey solnechnogo parusa beskarkasnoy tsentrobezhnoy konstruksii bez raskhoda rabocheho tela* [Control system for spatial orientation of a frameless centrifugal solar sail without propellant consumption]. *Abstract of PhD (Engineering) dissertation*. Moscow, Moscow Aviation Institute, 2018, 26 p.
- [8] Popov A.S., Ulyanov M.V., Ulyanova N.V. Vybory parametrov nanospudnika s dvukhlopastnym solnechnym parusom dlya osuschestvleniya mezhplanetnykh

- missiy [Selection of parameters of a nanosatellite with a two-bladed solar sail for interplanetary missions]. In: *XLII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyashchennye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydayuschikhsya otechestvennykh uchenykh – pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva (Korolevskie chteniya – 2018)* [XLII Academic Readings on Astronautics Dedicated to the Memory of Academician S.P. Korolev and Other Outstanding Russian Scientists – Pioneers of Space Exploration (Korolev Readings – 2018)]: abstracts. Moscow, Bauman Moscow State Technical University Publ., 2018, pp. 281–282.
- [9] Feoktistov K.P., ed. *Kosmicheskie apparaty* [Spacecraft]. Moscow, Voenizdat Publ., 1983, 319 p. (Raketno-kosmicheskiy kompleks) [Missile and Space Complex].
- [10] Nerovny N.A., Mayorova V.I., Tenenbaum S.M., Rachkin D.A., Kotsur O.S., Koretskii M.Y., et al. BMSTU-Sail Space Experiment. *Proceedings of the Fourth International Symposium on Solar Sailing 2017*. Kyoto, Japan, 2017.

**Popov A.S.**, Senior Lecturer, Department of *Aerospace Systems*, Bauman Moscow State Technical University (BMSTU). e-mail: popovas@bmstu.ru

**Usalimova V.V.**, 6th-year student, Department of *Aerospace Systems*, Bauman Moscow State Technical University (BMSTU). e-mail: usalimovavv@student.bmstu.ru