Определение допустимого момента дораскручивания роторного солнечного паруса

12, декабрь 2012

DOI: 10.7463/1212.0493439

Попов А. С., Тененбаум С. М.

УДК.531.3

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

www-sm2@yandex.ru

ivankovo@list.ru

Данная работа выполняется в рамках проекта «Парус-МГТУ» по разработке космического аппарата с двухлопастным роторным солнечным парусом [1].

Рассматривается задача развертывания бескаркасной конструкции двухлопастного солнечного паруса за счет центробежных сил. Космический аппарат (КА) состоит из жёсткой части (далее – базовый КА, БКА) и двух лопастей солнечного паруса, закреплённых на БКА (далее – солнечный парус, СП). До развёртывания лопасти плотно упакованы на БКА (например, намотаны на катушки). Механическую систему, включающую в себя БКА и СП, далее будем называть системой развёртывания (СП) солнечного паруса.

Общий вид КА «Парус-МГТУ» показан на рис. 1.

Рис. 1. Общий вид КА «Парус-МГТУ»

Актуальность работы

Раскрытие паруса будет сопровождаться увеличением момента инерции СР. По закону сохранения момента импульса, это приведёт к снижению угловой скорости СР. Величина этого снижения зависит от соотношения между габаритными размерами раскрываемого паруса и массово-инерционными характеристиками БКА.

В проекте «Парус-МГТУ» [1] БКА имеет массу ≈ 1 кг, главные моменты инерции $\approx 10^{-3}$ кг·м², а длина лопастей паруса составляет ≈ 100 м. По закону сохранения момента импульса, начальная угловая скорость будет отличаться от конечной в $\approx 10^6$ раз. При потребной для поддержания формы СП под действием светового давления конечной угловой скорости $\approx 10^{-1}$ рад/с необходимая начальная скорость имеет порядок 10^5 рад/с, что недостижимо на практике.

Для решения этой проблемы было предложено [2] использовать ступенчатое раскрытие: после раскрытия лопастей на определённую длину, раскрытие останавливается и производится увеличение угловой скорости вращения паруса (далее – дораскручивание). Дораскручивание может производиться при помощи ракетных двигателей или электродвигателя, в зависимости от принятой проектной схемы. Вне зависимости от исполнительного органа, при дораскручивании к СР прикладывается момент сил (далее - момент дораскручивания, МД). Поскольку лопасти паруса представляют собой сверхтонкую плёнку (≈ 4 мкм), приложение достаточно большого

момента может привести к ее смятию в плоскости XY (см. рис. 1) и последующему наматыванию на КА, т.е. к аварийной ситуации.

Постановка задачи

Для определения допустимого момента дораскручивания необходимо математическое моделирование конструкции сверхмалой жёсткости (лопасти СП). Современные методы математического моделирования позволяют решать подобные задачи [3]. Однако использование сложных моделей с большим числом степеней свободы при проектировании представляется неудобным из-за необходимости большого объёма расчётов при оптимизации процесса развёртывания, неопределённости исходных данных и т.д.

В данной работе предлагается альтернативный метод оценки допустимого момента дораскручивания, основанный на анализе динамической системы с двумя степенями свободы.

Целью данной работы является разработка математической модели для определения допустимого момента дораскручивания двухлопастного роторного солнечного паруса.

Математическая модель

Предпосылкой к выбору математической модели были результаты, полученные при решении тестовых задач в пакете MSC Dytran (см. рис. 2). Лопасти моделировались 2D элементами (размер КЭ: 2x10 см, 4 элемента по ширине), к жёсткой части КА прикладывался момент дораскручивания. Для представленного расчётного случая длина лопастей составляла 10 м. Начальная угловая скорость: 1 рад/с, момент дораскручивания: 0,001 Н·м. В модели отсутствуют закрепления.

Рис. 2. Результаты решения тестовой задачи в MSC Dytran. Форма лопастей в разные моменты времени

Как видно из рис. 2, происходит смятие лопастей вблизи места соединения с БКА. Однако это не приводит в дальнейшем к наматыванию лопастей на аппарат. Система движется устойчиво с постепенным увеличением угловой скорости. При этом с течением времени происходит закручивание лопастей. Этот эффект нестрашен, т.к. после снятия момента дораскручивания, за счёт упругих и центробежных сил лопасти распрямятся.

На рис. 3 представлены графики изменения модуля линейной скорости узлов модели, расположенных в разных точках по длине лопасти.

Рис. 3. Результаты решения тестовой задачи в MSC Dytran. Изменение модуля скорости узлов лопасти в различных точках по длине

Из рис. 3 видно, что переходной процесс имеет место быть в начале дораскручивания, а затем скорости узлов линейно возрастают со временем (следовательно, линейно растёт угловая скорость ω).

На рис. 4 представлена форма лопасти в момент времени $t=66$ с. Из рисунка следует, что лопасть при дораскручивании остаётся прямолинейной (исключая эффект закручивания), за исключением участка вблизи точки закрепления, где происходит смятие и образование шарнира.

Рис. 4. Результаты решения тестовой задачи в MSC Dytran. Форма лопастей при $t=66$ с.

В результате анализа результатов рис. 2-4 была предложена расчётная схема, показанная на рис. 5. Жёсткая часть КА моделируется жёстким телом 1, имеющим одну вращательную степень свободы; лопасти паруса – жёсткими телами 2 и 3, соединёнными с телом 1 сферическими шарнирами. Расстояние от оси Z до сферических шарниров L_0 в первом приближении принимается равным расстоянию от оси вращения КА до оси катушки паруса (см. рис. 1). Момент дораскручивания прикладывается к телу 1.

Рис. 5. Расчётная схема

В результате численных экспериментов было определено, что отклик модели при приложении момента обладает своего рода симметрией, и тела 2 и 3 можно объединить, оставив одну степень свободы для тела 2. Для этого при записи кинетической энергии системы энергия одной лопасти удваивается.

Поскольку внутреннее трение в тонкой плёнке мало [4], зона деформирования – также мала, в модели не учитывается диссипация энергии.

Кинетическая энергия системы состоит из энергии вращения тела 1 и энергии плоского движения тела 2. Последняя находится как сумма кинетической энергии поступательного движения центра масс лопасти, вращательного движения лопасти вокруг её центра масс и поступательного движения груза на конце лопасти. Ниже представлены выражения для кинетической энергии системы, вместе с выражениями для скоростей центра масс лопасти и конца лопасти.

$$\begin{aligned}
T &= J_{KA} \frac{\dot{\varphi}_{KA}^2}{2} + 2 \left[\frac{L^3 \rho_L}{12} \cdot \frac{\dot{\varphi}_L^2}{2} + L \rho_L \cdot \frac{(\vec{V}_{ц.м.л.} \cdot \vec{V}_{ц.м.л.})}{2} + m_c \frac{(\vec{V}_{к.л.} \cdot \vec{V}_{к.л.})}{2} \right]; \\
\vec{V}_{ц.м.л.} &= L_0 \dot{\varphi}_{KA} \begin{Bmatrix} -\sin \varphi_{KA} \\ \cos \varphi_{KA} \end{Bmatrix} + \frac{L}{2} \dot{\varphi}_L \begin{Bmatrix} -\sin \varphi_L \\ \cos \varphi_L \end{Bmatrix}; \\
\vec{V}_{к.л.} &= L_0 \dot{\varphi}_{KA} \begin{Bmatrix} -\sin \varphi_{KA} \\ \cos \varphi_{KA} \end{Bmatrix} + L \dot{\varphi}_L \begin{Bmatrix} -\sin \varphi_L \\ \cos \varphi_L \end{Bmatrix}; \\
\rho_L &= \rho \cdot b \cdot h;
\end{aligned} \tag{1}$$

где: J_{KA} – момент инерции тела 1, кг·м²; φ_{KA} – фазовая координата тела 1; L – длина лопасти; φ_L – фазовая координата тела 2; ρ_L – удельная плотность лопасти, кг/м; c – плотность материала лопасти, кг/м³; b – ширина лопасти, м; h – толщина лопасти, м; $\vec{V}_{ц.м.л.}$ – вектор скорости центра масса тела 2; $\vec{V}_{к.л.}$ – вектор скорости конца лопасти; m_c – масса груза на конце лопасти; L_0 – расстояние от оси вращения до шарнира.

После подстановки в уравнения Лагранжа 2 рода и преобразований (выполнены с использование программы Mathematica), уравнения принимают следующий вид:

$$\begin{aligned}
&\begin{cases} a_1 \ddot{\varphi}_{KA} + a_2 \cos(\varphi_{KA} - \varphi_L) \cdot \ddot{\varphi}_L + a_2 \sin(\varphi_{KA} - \varphi_L) \cdot (\dot{\varphi}_L)^2 = M_0, \\ a_2 \ddot{\varphi}_{KA} + a_3 \cos(\varphi_{KA} - \varphi_L) \cdot \ddot{\varphi}_L - a_2 \sin(\varphi_{KA} - \varphi_L) \cdot (\dot{\varphi}_{KA})^2 = 0 \end{cases}, \\
a_1 &= J_{KA} + 2L_0^2(m_c + L\rho_L); \\
a_2 &= L \cdot L_0(2m_c + L\rho_L); \\
a_3 &= \frac{1}{2} \left(\frac{L^3 \rho_L}{3} + L^2(4m_c + L\rho_L) \right);
\end{aligned} \tag{2}$$

начальные условия :

$$\begin{cases} \varphi_{KA}(0) = \varphi_L(0) = 0 \\ \dot{\varphi}_{KA}(0) = \dot{\varphi}_L(0) = \Omega_0 \end{cases};$$

где: M_0 – момент дораскручивания, Н·м; Ω_0 – начальная угловая скорость тел 1 и 2.

В уравнения, помимо квадрата угловых скоростей вращения тел (которые могут быть заменены на константу Ω_0^2 , поскольку предполагается, что угловая скорость изменяется медленно), входят два нелинейных члена – синус и косинус от разности фазовых координат. Замена синуса на значение аргумента невозможна, т.к. может приводить к неадекватному результату, например, наматывание лопастей на корпус КАСП происходит при любом моменте дораскручивания. При замене синуса на

разложение в ряд Тейлора до второго члена, эффект наличия «критического» момента дораскручивания появляется, однако уравнения по-прежнему остаются нелинейными. Поэтому далее уравнения (2) интегрировались с использованием численных методов. Для этих целей использовался пакет Mathematica, а так же разработанные авторами программы на языке C++.

Результаты расчета

На рис. 6 представлен пример результатов расчёта. В качестве основного результата здесь и далее подразумевается разность углового положения $\Delta\varphi$ лопастей паруса (тело 2) и жёсткой части КА (тело 1). Значения параметров системы приведены в таблице 1.

Таблица 1. Значения параметров системы

Параметр	Обозначение	Значение
Момент инерции БКА, кг·м ²	$J_{КА}$	0,002
Длина лопасти, м	L	1,0
Расстояние от оси вращения до шарнира, м	L_0	0,1
Толщина лопасти, м	h	$4 \cdot 10^{-6}$
Ширина лопасти, м	b	0,05
Плотность материала лопасти, кг/м ³	c	1400,0
Масса груза на конце лопасти, кг	m_2	0,001
Начальная угловая скорость, рад/с	Ω_0	1,0

Рис. 6. Пример результатов расчётов: устойчивый и неустойчивый процессы при разных значениях момента дораскручивания

В случае устойчивого процесса, график $\Delta\varphi(t)$ представляет собой колебания с переменным периодом, амплитуда которых медленно убывает за счёт увеличения угловой скорости вращения и, как следствие, центробежных сил. При определённом значении M величина $\Delta\varphi$ возрастает до бесконечности – процесс становится неустойчивым. С физической точки зрения это говорит о том, что начнётся наматывание лопастей на корпус КА, т.е. произойдёт аварийная ситуация.

Для дальнейшего анализа был реализован объект на языке программирования C++, который возвращает максимально допустимый момент дораскручивания для заданных пользователем параметров (в т.ч., $\Delta\varphi_{max}$). Ядром программы является функция, интегрирующая уравнения движения (2) методом Рунге-Кутты 4 порядка точности с постоянным шагом. Интегрирование останавливается либо после выполнения условия $\Delta\varphi_i > \Delta\varphi_{max}$ (превышено допустимое отклонение лопасти, функция возвращает 1), либо при выполнении условия $\Delta\varphi_{i+1} \leq \Delta\varphi_i$ (т.е. достигнут первый пик, возвращается 0). Чтобы найти максимально допустимый момент, производится последовательный поиск, начиная с предварительно заданного M_0 с заданным шагом ΔM . Когда функция интегрирования возвратит 1, программа завершает поиск, считая

M_{max} равным предпоследнему значению момента. Шаг интегрирования выбирается по численным экспериментам.

Основной интерес представляет максимальное значение $\Delta\varphi_{max}$, которое имеет место в первый период колебаний (или в конечной точке по времени для неустойчивого процесса). График зависимости $\Delta\varphi_{max}$ от момента дораскручивания представлен на рис. 7. Вертикальная черта в конце кривой на графике свидетельствует о достижении максимального момента дораскручивания, после которого процесс становится неустойчивым (см. рис. 6, кривая б). С помощью описанной выше программы, были получены представленные ниже результаты. Параметры системы соответствуют таблице 1.

Рис. 7. Зависимость максимального отклонения лопасти паруса от момента дораскручивания

Результат рис. 7 свидетельствует о том, что существует зависимость между величиной момента дораскручивания и $\Delta\varphi_{max}$, которая близка к линейной.

С точки зрения проектирования, удобно задать ограничение на $\Delta\varphi_{max}$ и далее рассчитать допустимый момент дораскручивания. Таким образом, предлагаемая модель позволяет управлять формой паруса в процессе дораскручивания.

Приведённые выше результаты соответствуют случаю внезапного приложения нагрузки. Это справедливо в случае, когда невозможно плавное управление величиной момента. Если такое управление возможно, то эффективнее прикладывать момент с постепенным нарастанием амплитуды. На рис. 8 представлены результаты расчёта при тех же условиях, что и рис. 6, но момент дораскручивания прикладывался постепенно, в течение времени T_p . Представлены результаты для линейного закона роста момента, для двух значений времени разгона T_p : 10 и 20 секунд.

Рис. 8. Результаты расчёта для случая постепенного приложения момента дораскручивания. Линейный закон роста момента

На рис. 9 представлены результаты расчёта, аналогичные по условиям с рис. 8, с той лишь разницей, что закон роста момента дораскручивания от времени представляет собой две параболы, обеспечивающие непрерывность по первой производной.

Рис. 9. Результаты расчёта для случая постепенного приложения момента дораскручивания. Параболический закон роста момента

Из результатов, показанных на рис. 8 и 9 следует, что приложение момента постепенно значительно снижает величину $\Delta\varphi_{max}$. Так же получается, что в случае рассмотренного параболического закона роста момента, $\Delta\varphi_{max}$ оказывается больше (примерно на 15%), чем для рассмотренного линейного закона.

На рис. 10 представлена зависимость $\Delta\varphi_{max}$ от момента дораскручивания для разных значений T_p . Закон роста момента – линейный.

Рис. 10. Зависимость максимального отклонения лопасти паруса от момента дораскручивания при линейно возрастающем моменте. Длина лопасти: 1 м

Как следует из графика, линейно возрастающее по величине приложение момента дораскручивания позволяет дораскручиваться со скоростью, в нескольких раз большей, чем при внезапном приложении. Однако необходимо учитывать, что снижение $\Delta\phi_{max}$, полученное в случае рис. 10, так же связано с увеличением угловой скорости системы. Влияние последнего имеет наибольшее значение для малой длины лопасти. Для сравнения, на рис. 11 приведены результаты для лопасти длиной 100 м. Начальная угловая скорость принималась равной 0,1 рад/с, остальные параметры соответствуют таблице 1.

Рис. 11. Зависимость максимального отклонения лопасти паруса от момента дораскручивания при постепенном приложении момента. Длина лопасти: 100 м

Из сравнения результатов на рис. 10 и 11 следует вывод, что эффект от постепенного приложения момента (в отсутствии эффекта от увеличения угловой скорости системы) слабо зависит от времени T_p .

Для качественного анализа были построены графики зависимости M_{max} от проектных параметров системы (см. рис. 12-17). Допустимое отклонение лопасти паруса $\Delta\phi_{max}$ принималось равным 20° . Параметры системы соответствуют таблице 1.

Замечание: график зависимости M_{max} от длины лопасти приведён в двух вариантах: для случая, когда угловая скорость КА фиксируется, а длина лопасти изменяется свободно, и для случая, когда изменение длины лопастей приводит к изменению момента инерции системы, а следовательно – к изменению начальной угловой скорости системы (Ω_0). Последний случай соответствует реальному процессу раскрытия.

Рис. 12. Зависимость M_{max} от начальной угловой скорости

Зависимость M_{max} от начальной угловой скорости - нелинейная, близка к параболе. Это объясняется пропорциональностью центробежных сил $\sim \Omega_0^2$.

Рис. 13. Зависимость M_{max} от расстояния L_0 между осью вращения и шарниром

Зависимость M_{max} от расстояния между осью вращения и шарниром напоминает гиперболу. При увеличении L_0 , рост момента дораскручивания становится близким к линейному, т.е. L_0 играет роль плеча, на котором центробежные силы компенсируют приложенный к СП момент.

Рис. 14. Зависимость M_{max} от массы груза на конце лопасти

Масса груза на конце лопасти практически линейно связана с моментом дораскручивания, поскольку центробежные силы пропорциональны $\sim m_g$.

Рис. 15. Зависимость M_{max} от ширины лопасти

Ширина лопасти (так же как и плотность и толщина) линейно связаны с моментом дораскручивания, поскольку все они составляют линейную плотность лопасти ($\rho_L = \rho \cdot b \cdot h$), которая линейно связана с центробежными силами, действующими на лопасть.

Рис. 16. Зависимость M_{max} от длины лопасти. Начальная угловая скорость фиксирована

В случае неизменной угловой скорости, зависимость момента дораскручивания от длины лопасти близка к линейной, причём M_{max} растёт при увеличении длины лопасти (т.к. при этом растут центробежные силы).

Однако при учёте факта, что при увеличении длины лопасти угловая скорость в целом значительно падает (пропорционально $\sim L^3$), зависимость $M_{max}(L)$ значительно изменяется (см. рис. 17).

Рис. 17. Зависимость M_{max} от длины лопасти. Начальная угловая скорость изменяется по закону сохранения момента импульса

Допустимый момент дораскручивания очень быстро падает до значений, близких к 0, которые невозможно реализовать на практике. Это необходимо учитывать при разработке математических моделей для выбора и оптимизации режима развёртывания.

Выводы

1. Разработана математическая модель для расчёта максимального допустимого момента дораскручивания в зависимости от максимально допустимого угла отклонения лопасти паруса от первоначального положения.
2. Создан комплекс программ (в Mathematica и на языке C++) для проведения расчётов момента дораскручивания и его зависимостей от проектных параметров.
3. Получен качественный характер зависимостей момента дораскручивания от проектных параметров.
4. Необходима верификация полученной математической модели. Поскольку проведение экспериментов по дораскручиванию СП в земных условиях

затруднено, верификацию предлагается провести путём сравнения с более точной математической моделью. Например, использовать метод конечных элементов.

5. Необходимо исследовать асимптотическую устойчивость процесса дораскручивания к внешним возмущениям, характерным для данной динамической системы (несовершенство формы лопастей и БКА, наличие нагрузок и прогиба лопастей от солнечного давления и атмосферы, асимметрия конструкции и др.).

Список литературы

1. Неровный Н.А., Рачкин Д.А., Жарёнов И.С., Афлитонов Д.В., Попов А.С. Разработка конструкции пикоспутника для проведения эксперимента по развёртыванию конструкции солнечного паруса // Актуальные проблемы российской космонавтики: труды XXXV академических чтений по космонавтике (Москва, январь 2011 г.). М.: Комиссия РАН по развитию научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2011.

2. Коцур О.С., Тененбаум С.М., Киндяков А., Попов А.С. Особенности управления космическим аппаратом с двухлопастным роторным солнечным парусом // Актуальные проблемы российской космонавтики: труды XXXV академических чтений по космонавтике (Москва, январь 2011 г.). М.: Комиссия РАН по развитию научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2011.

3. Osamu Mori Yoji Shirasawa, Yasuyuki Miyazaki, Hiraku Sakamoto, Mitsue Hasome, Nobukatsu Okuizumi, Hirotaka Sawada, Hiroshi Furuya, Saburo Matunaga, Michihiro Natori, Yuichi Tsuda, Takanao Saiki, Ryu Funase, Yuya Mimasu, Junichiro Kawaguchi. Deployment and steering dynamics of spinning solar sail “IKAROS” // Proceedings of 22nd International Symposium on Space Flight Dynamics. Sro Jose dos Campos, SP, Brazil, 2011. Available at: http://www.issfd22.inpe.br/S7-Attitude.Dynamics.1-AD1/S7_P6_ISSFD22_PF_074.pdf, accessed 14.11.2012.

4. Попов А.С., Тененбаум С.М. Экспериментальное определение коэффициента демпфирования светоотражающей поверхности солнечного паруса // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2011. № 10. С. 23-27.

Determination of admissible variable for additional deployment of rotor-type solar sail

12, December 2012

DOI: 10.7463/1212.0493439

Popov A.S., Tenenbaum S.M.

Russia, Bauman Moscow State Technical University

www-sm2@yandex.ruivankovo@list.ru

While deploying a rotary solar sail it may be necessary to increase its angular velocity (that is, to make its additional deployment). To achieve this, an additional torque is required (additional deployment torque). Due to fragility of the frameless structure it can lead to considerable displacements of the solar sail wings relative to the stiff part of the spacecraft, even to reeling the wings up on the spacecraft. In this paper the authors propose a mathematical model with two degrees of freedom for estimating the dynamic of the spacecraft with two-blade rotary solar sail with an external torque moment. The model is based on the nonlinear motion equations of two-element pendulum (the first pendulum simulates the stiff part of the spacecraft; second pendulum simulates the blades of the solar sail). This model allows to estimate an admissible torque considering the restriction on the deviation angle of the blades from the stationary position. Software for calculations was developed; dependence of additional deployment on the system parameters and character of the load (suddenness) was analyzed.

Publications with keywords:[mathematical model](#), [rotor solar sail](#), [deployment](#), [up rotation](#)**Publications with words:**[mathematical model](#), [rotor solar sail](#), [deployment](#), [up rotation](#)

References

1. Nerovnyi N.A., Rachkin D.A., Zharenov I.S., Aflitonov D.V., Popov A.S. Razrabotka konstruktsii pikosputnika dlia provedeniia eksperimenta po razvertyvaniu konstruktsii solnechnogo parusa [Development of the design of picosatellite to carry out an experiment on the deployment of the design of the solar sail]. *Aktual'nye problemy rossiiskoi kosmonavтики: trudy 35-kh akademicheskikh chtenii po kosmonavtike* [Actual problems of Russian cosmonautics: proc. of the 35th academic readings on Astronautics], Moscow,

January 2011. Moscow, The RAS Commission on the development of the scientific heritage of the pioneers of space exploration, 2011.

2. Kotsur O.S., Tenenbaum S.M., Kindiakov A., Popov A.S. Osobennosti upravleniia kosmicheskim apparatom s dvukhlopastnym rotornym solnechnym parusom [Features of management of spacecraft with two-bladed rotor-type solar sail]. *Aktual'nye problemy rossiiskoi kosmonavtiki: trudy 35-kh akademicheskikh chtenii po kosmonavtike* [Actual problems of Russian cosmonautics: proc. of the 35th academic readings on Astronautics], Moscow, January 2011. Moscow, The RAS Commission on the development of the scientific heritage of the pioneers of space exploration, 2011.

3. Osamu Mori Yoji Shirasawa, Yasuyuki Miyazaki, Hiraku Sakamoto, Mitsue Hasome, Nobukatsu Okuizumi, Hirotaka Sawada, Hiroshi Furuya, Saburo Matunaga, Michihiro Natori, Yuichi Tsuda, Takanao Saiki, Ryu Funase, Yuya Mimasu, Junichiro Kawaguchi. Deployment and steering dynamics of spinning solar sail "IKAROS". *Proceedings of 22nd International Symposium on Space Flight Dynamics*. Sgo Jose dos Campos, SP, Brazil, 2011. Available at: http://www.issfd22.inpe.br/S7-Attitude.Dynamics.1-AD1/S7_P6_ISSFD22_PF_074.pdf , accessed 14.11.2012.

4. Popov A.S., Tenenbaum S.M. Eksperimental'noe opredelenie koeffitsienta dempfirovaniia svetootrazhaiushchei poverkhnosti solnechnogo parusa [Experimental determination of the damping coefficient of retro-reflective surface of the solar sail]. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie* [Bulletin of the Universities. Mechanical Engineering], 2011, no. 10, pp. 23-27.