

Хабибуллин Р.М., Старина О.Л.

ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

В настоящее время растёт интерес к миссиям к планетам Солнечной системы. Исследование межпланетных перелётов и околосолнечного пространства предоставляют возможность найти ответы на многие фундаментальные вопросы формирования Солнечной системы, возникновения и развития жизни на Земле. Перспективным путём снижения стоимости подобных 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 большой интерес к технологии СП [1-4].

СП – это приспособление, использующее давление солнечного света на зеркальную поверхность для приведения в движение космического аппарата (КА) [1]. Огромное преимущество использования СП состоит в том, что он полностью способен заменить двигательную установку на борту КА. Отсутствие рабочего тела позволяет существенно уменьшить массу всего КА.

На этапе разработки КА с СП твердотельное моделирование необходимо для формирования проектного облика и визуального описания аппарата. Твердотельная модель проектного облика КА с СП изображена на рис. 1. Проектируемый КА оснащён СП каркасного типа. Конструкция СП выполнена в виде четырёх лепестков треугольной формы, объединённых в прямоугольное полотно площадью 500 м².

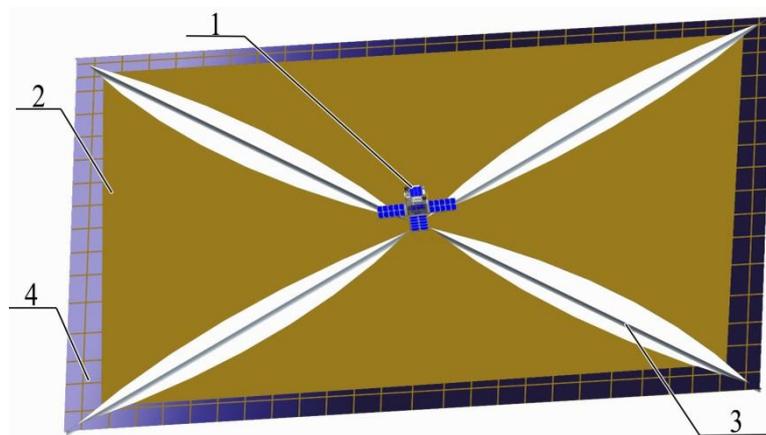


Рис. 1. КА с развёрнутым СП

1 – КА, 2 – СП, 3 – балка развёртывания, 4 – элементы управления

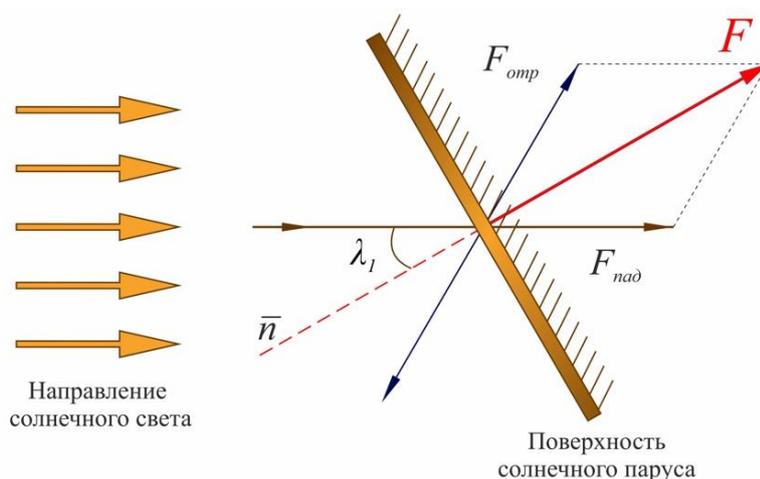


Рис. 3. Величина и направление формирования тяги от идеально отражающего СП
 $F_{пад}$ – сила тяги от падающих лучей света, $F_{отр}$ – сила тяги от отраженных лучей света, F – сила тяги от солнечного света, \vec{n} – нормаль к поверхности СП

Разработанная математическая модель легла в основу программы для ЭВМ, которая предназначена для моделирования гелиоцентрических перелётов КА с СП к потенциально опасным астероидам. Для решения системы дифференциальных уравнений (2) используется метод Рунге-Кутты. В качестве результатов моделирования движения можно получить траекторию движения, графики зависимости параметров движения КА по времени, время полёта и т.д. Полученные данные могут использоваться для оценки проектируемой миссии.

В качестве примера моделирования межпланетной миссии в разработанной программе для ЭВМ рассмотрим перелёт КА с СП с орбиты Земли к потенциально опасному астероиду 433 Эрос.

При моделировании движения учитываются следующие допущения:

- выход из сферы действия Земли осуществляется с помощью разгонного блока с двигателем большой тяги;
- гелиоцентрические фазовые координаты стартовой орбиты совпадают с фазовыми координатами Земли;
- управляющий угол λ постоянный.

Граничные условия сеанса моделирования представлены в таблице 1. Численные результаты моделирования, представленные в таблице 2.

Таблица 1 – Граничные условия

| № | Наименование | Размерность | Значение |
|---|------------------------------------------------|----------------|------------|
| 1 | Пункт назначения | – | 433 Эрос |
| 2 | Дата старта | дд.мм.гггг | 12.03.2022 |
| 3 | Дата завершения миссии | дд.мм.гггг | 12.03.2027 |
| 4 | Масса КА с СП | кг | 83,7 |
| 5 | Площадь СП | м ² | 500 |
| 6 | Управляющий угол λ_1 | град. | 15,45 |
| 7 | Управляющий угол λ_2 | град. | 45 |
| 8 | Наклонение орбиты КА на дату старта | град. | 0,17 |
| 9 | Наклонение орбиты астероида на дату завершения | град. | 10,83 |

Таблица 2 – Численные результаты

| № | Наименование | Размерность | Значение |
|---|--------------------------------------------------------|-------------|----------|
| 1 | Наклонение орбиты КА | град. | 10,13 |
| 2 | Относительная погрешность достижения наклонения орбиты | % | 6,45 |
| 3 | Длительность перелёта | сутки | 1826 |
| 4 | Количество совершённых полувитков вокруг Солнца | – | 9 |

В соответствии с результатами проведённого сеанса моделирования (табл. 2) КА с СП совершил 9 полных полувитков вокруг Солнца за 1826 дней полёта. Наклонение орбиты КА изменилось с 0,17 град. на 10,13 град. Относительная погрешность достижения значения наклонения орбиты составляет 6,45%.

Библиографический список

1. Поляхова, Е. Н. Космический полёт с солнечным парусом [Текст] / Е. Н. Поляхова // М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2011. – 320 с.
2. Johnson, L. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission [Text] / L. Johnson, M. Whorton, A. Heaton, R. Pinson, G. Laue, C. Adams // Acta Astronautica. – 2011. – Vol. 68. – P. 571-575.
3. Mori, O. First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS [Text] / O. Mori, H. Sawada, R. Funase, M. Morimoto, T. Endo, T. Yamamoto, Y. Tsyda, Y. Kawakatsu, J. Kawaguchi // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology. – 2010. – 6 p.
4. Bidy, C. LightSail-1 Solar Sail Design and Qualification [Text] / C. Bidy, T. Svitek // Materials of the 41th Aerospace Mechanisms Symposium. – 2012. – P. 451-463.