

УДК 629.78

05, май 2012

Исследование динамики углового движения космического аппарата с солнечным парусом

Перетягтько К.О.

*Студент,
кафедра «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Корянов В.В.,
к.т.н., доцент кафедры «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»*

МГТУ им. Н.Э. Баумана
Marsianko@mail.ru

Введение. История вопроса. Идея космоплавания с малой тягой солнечного паруса-зеркала была впервые высказана Ф.А. Цандером в 1910-1912 гг., а воплощена им в первый инженерный проект космического корабля с солнечным парусом лишь в 1924 г. [1]. Сама идея движения под действием сил светового давления имеет довольно долгую историю в рамках истории физики, астрономии и космонавтики. Скоро исполнится сто лет со времени этих первых публикаций Ф.А. Цандера. За истекшее столетие развивающаяся идея космического полета с малой тягой солнечного паруса претерпела ряд неизбежных модификаций. Разнообразные приложения предлагают парус либо в виде экологически чистого движителя малой тяги, либо в роли элемента систем ориентации космического аппарата или его орбитального контроля, либо в роли рефлектора для освещения земной поверхности и т.п. Идея солнечного паруса неизбежно связана не только с поисками и разработками новых видов энергии, но и с широкими горизонтами революционных применений современных нанотехнологий в космосе.

Догадки о возможности существования светового давления закрадывались в головы ученых уже несколько столетий назад, а дискуссия по вопросу существования светового давления и его возможной роли как динамического космического фактора имеет более чем трехсотлетнюю давность. Еще в 1619 г. Иоганн Кеплер в своей знаменитой «*Opera omnia*» высказал вполне определенно гипотезу. Он утверждал, что лучи света производят давление на тела, на которые они падают, и стремятся двигать эти тела в направлении распространения света.

Теоретические исследования, а также неоднократные экспериментальные попытки обнаружения светового давления связаны с именами столь выдающихся ученых, как Л. Эйлер (1746 г.), А. Френель (1825 г.), Ф. Бессель (1836 г.), В. Крукс (1874 г.) и др. Однако лишь в 1873 г. Английскому физик Дж. Максвеллу

(1831-1979 гг.), основываясь на электромагнитной волновой теории света удалось теоретически совершенно точно предсказать величину светового давления.

Впервые удалось подтвердить опытом существование светового давления и с достаточной степенью точности измерить его весьма малую величину лишь русскому ученому-физику Петру Николаевичу Лебедеву (1866-1912 гг.). В 1909-1910 гг. П.Н. Лебедев решил еще более сложную задачу – обнаружил и измерил давление световых лучей также и на молекулы газа. Это исследование «полезных» динамических эффектов светового давления для передвижения в космическом пространстве, нашедшее отражение в построении теории будущих космических перелетов с солнечным парусом, то есть с использованием сил давления солнечных лучей. Действительно, после открытия П.Н. Лебедева идея использования этой силы истинно космического характера неоднократно привлекало внимание как ученых, так и писателей-фантастов.

Фридриху Артуровичу Цандеру, советскому ученому и инженеру, принадлежит первое серьезное исследование проблемы космического полета с помощью сил давления солнечных лучей, относящееся к 1924-1925 гг. В трудах Цандера блестящая конкретизация этой многогранной идеи нашла свое воплощение в виде инженерного анализа возможности разработки теории межпланетных перелетов с помощью зеркал и отражающих экранов как двигателей малой тяги.

Первым спутником, по движению которого были в достаточной степени точно определены радиационные возмущения орбиты, был отражающий сферический баллон «Эхо-1», запущенный в 1960 г в США. Он был выполнен из тончайшей полимерной аллюминизированной пленки – оболочки, которая была запущена на орбиту в сложенном виде и уже на орбите надувалась газом, образовавшимся внутри оболочки вследствие нагрева солнцем химически активных порошков на внутренней поверхности. В последующие годы таким же способом были запущены в США и другие баллоны. В течение последующих двух десятилетий теории орбитального движения спутников с учетом светового давления были доведены до высокой степени точности. В них был уже учтен возмущающий эффект земной тени. Были разработаны численные, аналитические и комбинированные численно-аналитические теории, позволяющие с учетом тени земли определять в любых элементах орбиты различные типы радиационных возмущений.

Разработка этих теорий продолжается в настоящее время как в аспекте орбитального, так и вращательного спутниковых движений.

Актуальность темы. Одна из наиболее сложных проблем конца 20-ого века – проблема обеспечения человечества энергией. Острота этой проблемы вызвана резким увеличением потребностей в энергии, сокращением запасов традиционных энергоресурсов и рядом других причин. Один из путей экономии топлива – использование возобновляющихся источников энергии. К таким энергоресурсам в первую очередь относится энергия солнечных лучей, как тепловая, так и механическая. Эти «вечные» и к тому же экологически чистые энергоресурсы не требуют также затрат на транспортировку их к месту потребления.

Проблема потребности в энергоресурсах затрагивает и космонавтику, особенно проблему полной или частичной замены энергии реактивных двигателей КА «даровой» механической энергии светового давления, способной создать хотя и малую, но вполне ощутимую силу тяги в космическом пространстве. Сказанное позволяет сделать вывод о том, что исследования, направленные на создание солнечного паруса становятся всё более и более актуальными.

Цель работы. Цель работы заключается в разработке проекта космического аппарата с солнечным парусом, исследовании динамики его движения, исследование влияния ассиметрий и начальной угловой скорости вращения КА с солнечным парусом (далее — КАСП) на изменение характеристик движения аппарата.

Для достижения поставленной цели необходимо сделать следующее:

- 1) Разработать математическую модель движения КАСП.
- 2) Проанализировать конструктивную схему КАСП применительно к задаче.
- 3) Разработать компьютерную среду моделирования для составления математической модели.
- 4) Провести численное моделирование.
- 5) Проанализировать полученные результаты.

Компоновочная схема и основные характеристики КАСП. Схема КА с солнечным парусом.

Конструктивная схема КА с солнечным парусом показана на рис.1.

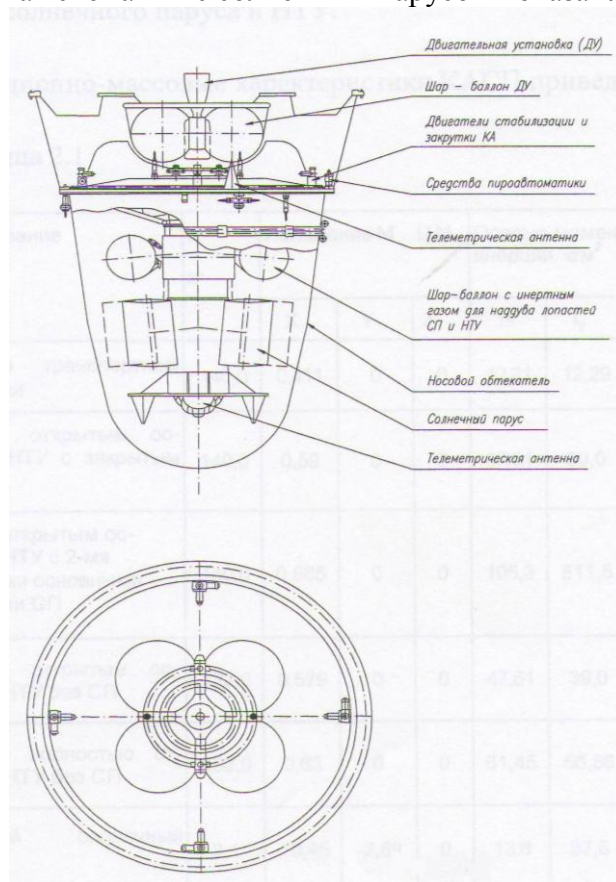


Рис.1 Компоновочная схема КАСП

Разрабатываемый КАСП предназначен для полета в космическом пространстве с использованием в качестве двигателя солнечный парус. КАСП представляет собой автономный спускаемый аппарат, оборудованный системами и устройствами, обеспечивающими его движение по орбите земли, проведение съемки и ретрансляции данных на Землю.

Конструктивно спускаемый аппарат состоит из нескольких основных частей: двигательная установка, телеметрическая антенна, механизм раскрытия солнечного паруса и надувное тормозное устройство.

Инерционно-массовые характеристики КАСП приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1

Инерционно-массовые характеристики КАСП

№ п/п	Наименование	м, кг	Положение ЦМ		
			X	Y	Z
1.	КАСП в транспортном положении	140,0	0,411	0	0
2.	КАСП с открытым основным НТУ с закрытым СП	140,0	0,590	0	0
3.	КАСП с открытым основным НТУ с двумя открытыми основными лопастями СП	140,0	0,885	0	0
4.	КАСП с открытым основным НТУ без СП	132,0	0,579	0	0
5.	КАСП с полностью открытым НТУ без СП	132,0	0,630	0	0
6.	Открытый солнечный парус	2,1	10,45	-2,69	0

Этапы полёта КАСП.

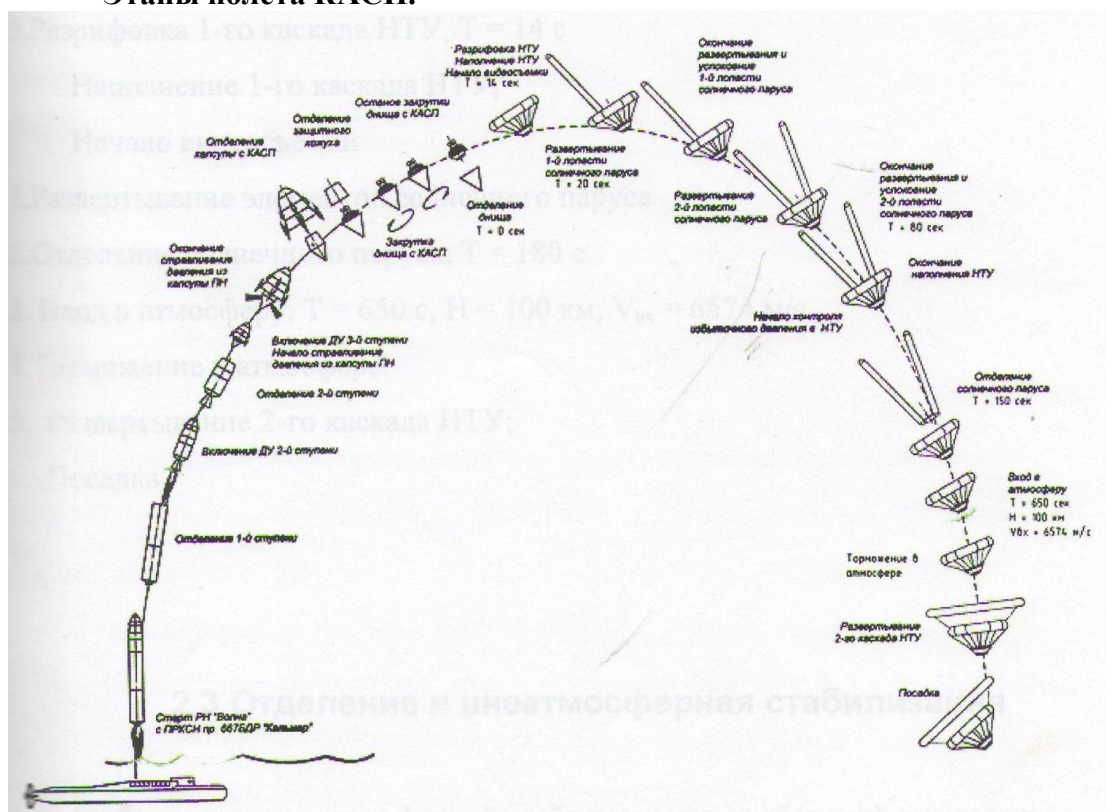


Рис.2 Схема полёта КАСП

Можно выделить следующие основные этапы полёта:

- 1) Старт;
- 2) Отделение первой ступени;
- 3) Включение ДУ второй ступени;
- 4) Отделение второй ступени;
- 5) Включение ДУ третьей ступени, начало стравливания давления из капсулы ПН;
- 6) Отклонение стравливания давления из капсулы ПН;
- 7) Отделение капсулы с возвращаемым аппаратом и защитным экраном;
- 8) Отделение защитного экрана;
- 9) Отделение днища $T=0$ с;
- 10) Разрешение первого каскада НТУ,

- Наполнение первого каскада НТУ,
Начало видеосъемки;
11) Развертывание элементов солнечного паруса;
12) Отделение солнечного паруса;
13) Вход в атмосферу;
14) Торможение в атмосфере;
15) Развёртывание второго каскада НТУ;
16) Посадка.

Математическая модель движения. Допущения, использованные при выводе математической модели движения:

- 1) Поле тяготения, в котором находится аппарат, является центральным.
- 2) Форма Земли – шар.
- 3) Воздействием полей тяготения других тел (Луны, Солнца, звезд) пренебрегаем.
- 4) Закон изменения моментов инерции при открытии солнечного паруса считаем линейным и производные от момента инерции старше второго порядка принимаем равными нулю.
- 5) Отстрел солнечного паруса происходит мгновенно.
- 6) Атмосфера стандартная ГОСТ 4401-81.

Вращательное движение.

Динамические уравнения вращательного движения [2].

Для составления уравнений вращательного движения КАСП, воспользуемся уравнением:

$$\frac{dK}{dt} = \frac{d\tilde{K}}{dt} + [(\omega + \tilde{\omega}) \times K],$$

Где

$\frac{dK}{dt}$ – производная от кинетического момента инерции относительно

неподвижной системы координат;

$\frac{d\tilde{K}}{dt} = \frac{\delta}{\delta t} K$ – производная от кинетического момента, вычисленная

относительно i-ой системы координат

С другой стороны,

$$\frac{dK}{dt} = \sum \bar{M}$$

Представим проекции вектора этого равенства через проекции вектора момента количества движения, затем запишем моменты, действующие на аппарат. В результате получим систему уравнений:

$$I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z - I_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) - I_{xz} (\dot{\omega}_z - \omega_x \omega_y) + I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) = qSl \left[C_y \frac{\Delta z}{l} - C_z \frac{\Delta y}{l} \right]$$

,

$$I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - I_{xy} (\dot{\omega}_x - \omega_y \omega_z) - I_{yz} (\dot{\omega}_z - \omega_x \omega_y) + I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) = -m_z \sin \gamma qSl$$

,

$$I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_{xz} (\dot{\omega}_x - \omega_y \omega_z) - I_{yz} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) = -m_z \cos \gamma q S l$$

Кинематические уравнения вращательного движения.

Кинематические уравнения вращательного движения относительно центра масс записываем в виде:

$$\dot{\psi} = (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \frac{1}{\cos \nu}$$

$$\dot{\nu} = (\omega_y \sin \gamma - \omega_z \cos \gamma)$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \nu (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)$$

где ψ, ν, γ - углы рысканья, тангажа и крена соответственно.

Поступательное движение.

Динамические уравнения.

Воспользовавшись законом поступательного движения солнечного паруса, и расписав все силы в проекции на оси связанной системы координат с учетом изменения ускорения свободного падения в зависимости от высоты полета, получим систему:

$$\begin{aligned} \dot{V}_x &= [\omega_z V_y - \omega_y V_z] - \frac{g_0 \times R_z^2}{r^3} [A_{11} x_u + A_{12} y_u + A_{13} z_u] - C_t \frac{\rho \times V^2}{2} S \\ \dot{V}_y &= [\omega_x V_z - \omega_z V_x] - \frac{g_0 \times R_z^2}{r^3} [A_{21} x_u + A_{22} y_u + A_{23} z_u] - C_n \cos \gamma \frac{\rho \times V^2}{2} S \\ \dot{V}_z &= [\omega_y V_x - \omega_x V_y] - \frac{g_0 \times R_z^2}{r^3} [A_{31} x_u + A_{32} y_u + A_{33} z_u] - C_n \sin \gamma \frac{\rho \times V^2}{2} S \end{aligned}$$

Где A_{ij} – элементы матрицы перехода от инерциальной системы координат к связанной.

Кинематические уравнения.

$$\dot{x}_u = A_{11} V_x + A_{21} V_y + A_{31} V_z$$

$$\dot{y}_u = A_{12} V_x + A_{22} V_y + A_{32} V_z$$

$$\dot{z}_u = A_{13} V_x + A_{23} V_y + A_{33} V_z$$

Уравнения, замыкающие систему.

Скорость КАСП вычисляется по формуле:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$$

Радиус-вектор:

$$r = \sqrt{x_u^2 + y_u^2 + z_u^2}$$

Синус и косинус аэродинамического угла крена:

$$\sin \varphi_n = \frac{V_z}{\sqrt{V_y^2 + V_z^2}}, \quad \cos \varphi_n = -\frac{V_y}{\sqrt{V_y^2 + V_z^2}}$$

Пространственный угол атаки:

$$\alpha = \arccos \frac{V_x}{V}$$

Момент инерции КАСП: $I_{nm} = I_{nm0} + \Delta I_{nm}(t - t_{\text{откр}})$,

где I_{nm0} – составляющая момента инерции ДСП;

ΔI_{nm} – первая производная от данной составляющей момента инерции ДСП по времени, при открытии солнечного паруса;

t – текущее время;

$t_{\text{откр}}$ – время начала открытия солнечного паруса.

Определение оптимальной начальной угловой скорости закрутки в отсутствие асимметрий.

Следует провести исследование динамики углового движения КАСП с определением оптимальной угловой скорости закрутки КА вокруг продольной оси при наличии ограничений по пространственному углу атаки КА на момент входа КА с НТУ в атмосферу. ($\alpha_{\text{пвх}}=5^\circ$)

Было использовано несколько продольных угловых скоростей. По результатам расчёта, для каждого начального пространственного угла атаки построена зависимость пространственного угла атаки при входе в атмосферу от начальной продольной угловой скорости вращения КАСП [3].

Из полученных зависимостей можно сделать вывод, что оптимальной начальной угловой скоростью закрутки КАСП будет $\omega_{x0} = 0,55$ рад/сек. При этом значении реализуется минимизация возмущений по пространственному углу атаки в процессе полета и достигается минимум угла атаки входа в атмосферу.

Определение оптимальной начальной угловой скорости закрутки в случае воздействия асимметрий.

Рассмотрим влияние различных асимметрий на характер изменения пространственного угла атаки в процессе полета. Для этого проведем серию расчетов траектории полета при влиянии различных асимметрий. В качестве начальной скорости закрутки выбираем $\omega_{x0} = 0,55$ рад/сек. Расчетные зависимости представлены на рис.3.

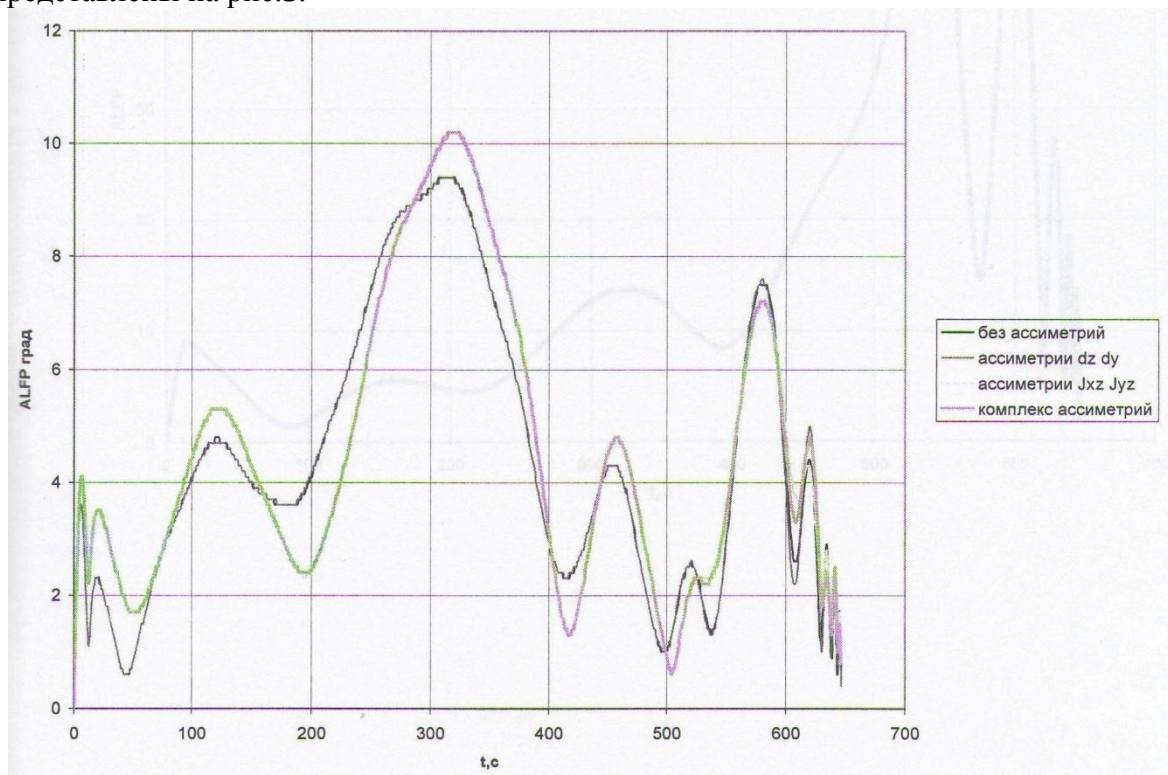


Рис.3 Изменение пространственного угла атаки при $\omega_{x0} = 0,55$ рад/сек при влиянии различных асимметрий. ($J_{yz}, J_{xz} = 0.04 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$; $dz, dy = 0.003$)

Из рис.3 можно сделать вывод, что асимметрии dz, dy практически не оказывают влияния на характер изменения пространственного угла атаки. Построим

графики изменения пространственного угла атаки в зависимости от различных значений ω_{x0} при влиянии центробежных моментов J_{yz} , J_{xz} .

Из полученных зависимостей можно сделать вывод, что оптимальной начальной угловой скоростью закрутки КАСП будет опять же $\omega_{x0} = 0,55$ рад/сек (30 град/сек). Следовательно, оптимальной начальной угловой скоростью закрутки КАСП, как при влиянии асимметрий, так и в их отсутствии, является 0,55 рад/сек.

Данное программное обеспечение предназначено для исследования режимов полета КАСП на орбите Земли с учётом массовых, геометрических и аэродинамических асимметрий. Решение задачи осуществляется интегрированием системы дифференциальных уравнений методом Рунге-Кутты 4-го порядка [4].

Выводы.

- Разработана математическая модель для исследования пространственного углового движения космического аппарата с солнечным парусом на орбитальном участке полета с учетом возможных начальных отклонений параметров движения после отделения, асимметрий различного вида.
- При исследовании влияния начальной угловой скорости вращения вокруг продольной оси на угол атаки входа аппарата в атмосферу получено значение оптимальной начальной угловой скорости вращения $\omega_{x0} = 0,55$ рад/сек, при котором угол атаки входа минимален.
- Также установлено, что начальная угловая скорость вращения вокруг продольной оси влияет на максимальное значение угла атаки. Наименьшее значение максимума угла атаки также достигается при начальной угловой скорости вращения $\omega_{x0} = 0,55$ рад/сек.
-

Список литературы

1. Поляхова Е.Н., под ред. Егорова В.А., Космический полет с солнечным парусом, изд. 2-е, доп. – М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2011.
2. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Внешняя баллистика. М.: Машиностроение, 1991.
3. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов.—М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011.
4. Артемов И.Л., Fortran. Основы программирования.