

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ КРУПНОГАБАРИТНОЙ ТОНКОПЛЕНОЧНОЙ КОНСТРУКЦИИ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА ПРИ НАЛИЧИИ ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ

Сидоров Н.В.

*Московский государственный технологический университет «СТАНКИН»,
Москва*

Ключевые слова: космический аппарат, гелиороторный солнечный парус, динамика конструкции, эффект Джанибекова, MSC Adams, закон управления.

Аннотация. В данной работе проводилось моделирование динамики космического аппарата с гелиороторным солнечным парусом. Для моделирования конструкции космического аппарата была использована среда MSC Adams. Модель лопастей солнечного паруса представляет собой многосвязный механизм. Таким образом, лопасти являются гибкой и податливой конструкцией. Также в статье был введён закон управления, позволяющий изменять ориентацию солнечного паруса, а значит осуществлять маневрирование космическим аппаратом на орбите. Закон управления был интегрирован в модель при помощи среды MATLAB Simulink.

MODELING THE DYNAMICS OF A LARGE-SCALE THIN-FILM SOLAR SAIL STRUCTURE UNDER A CONTROL LAW

Sidorov N.V.

Moscow State University of Technology «STANKIN», Moscow

Keywords: spacecraft, heliogyro solar sail, structural dynamics, Dzhaniibekov effect, MSC Adams, control law.

Abstract. This paper presents the dynamic modeling of a spacecraft equipped with a heliogyro solar sail. The spacecraft structure was modeled using the MSC Adams environment. The solar sail blades were represented as a multibody mechanism. Thus, the blades were modeled as a flexible and compliant structure. The paper also introduces a control law that makes it possible to change the orientation of the solar sail and therefore perform spacecraft maneuvering in orbit. The control law was integrated into the model using the MATLAB Simulink environment.

Применение солнечного паруса для полетов в межпланетном пространстве позволяет получить ряд преимуществ таких как: экономия топлива на борту с целью увеличения запаса характеристической скорости, снижение массы космического аппарата, получение траектории, недостижимой иными способами.

Классическим способом перелета от планеты, вокруг которой он обращается, является полет по закону управления с половинной угловой скоростью [1]. В работе [2] рассмотрена иная траектория, позволяющая покидать сферу действия планеты с помощью управления аппаратом, стабилизированным вращением с помощью закона управления, основанном на эффекте Джанибекова. Данный способ предложен в [3]. Преимущество такой траектории в том, что конструкция парусника в этом случае предполагает, что светоотражающие лопасти жестко связаны с корпусом, в отличие от поворачивающихся вокруг продольной оси лопастей, работающих по принципу гелиоротора [4]. Как правило, при рассмотрении поверхности паруса, считается, что она сохраняет идеально

плоскую форму. Однако в случае управления аппарата по эффекту Джанибекова, неплоскостность формы за счет податливости конструкции может приводить к изменению моментов инерции, а значит к искажениям в управлении. Задача полета гелиороторного паруса в верхней атмосфере Земли при аэродинамическом воздействии была рассмотрена в [5]. В этой работе поверхность паруса моделировалась в программе Adams и считалась податливой. При аэродинамическом воздействии, при выбранных параметрах, изменения формы поверхности не сильно сказались на работе паруса в целом. Однако, в случае управления таким парусом с помощью эффекта Джанибекова, изменение формы светоотражающей поверхности может оказать существенное влияние на работу паруса.

Принцип управления, предложенный в [6], основанный на эффекте Джанибекова, включающий в себя переориентацию плоскости паруса основан на том, что противоположные поверхности лопасти солнечного паруса имеют различные коэффициенты отражения ($\varepsilon = 0$ и $\varepsilon = 1$). Таким образом, переориентируя космический аппарат на 180 градусов, можно дискретно регулировать ускорение, соответствующее давлению солнечного света.

Структурная кинематическая схема рассматриваемого КА представлена на рисунке 1.

Здесь присутствуют две системы координат:

Связанная система координат $Oxuz$, оси которой связаны с геометрией КА и неподвижная система координат $OXYZ$, оси которой изначально совпадают с осями связанной системы, однако во времени своей ориентации не изменяют, что приводит к вращению связанной системы относительно неподвижной.

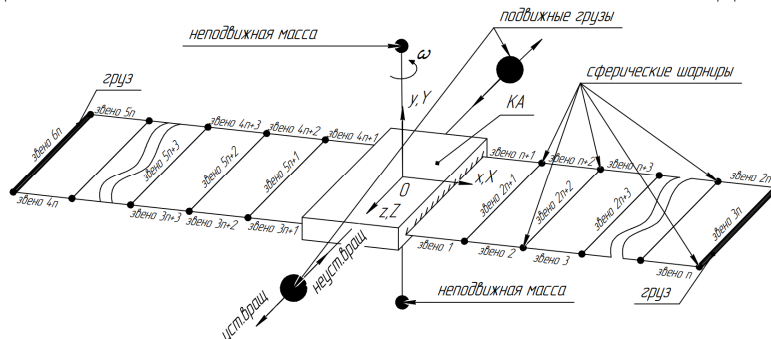


Рис. 1. Структурная кинематическая схема КА

Управление тягой солнечного паруса осуществляется по следующему принципу. На аппарате установлены «подвижные грузы» (см. рис.1), при перемещении которых можно изменять соотношение моментов инерции в КА. Таким образом, КА, стабилизированный вращением вокруг оси OY , за счёт изменения положения грузов вращается либо вокруг оси с наибольшим моментом инерции, либо вокруг оси с промежуточным моментом инерции. При этом вращение вокруг промежуточной оси инерции неустойчиво, и в этом случае происходит переориентация аппарата. После переориентации КА вновь осуществляется изменение положения грузов, и вращение вокруг оси OY опять становится устойчивым.

В программе MSC Adams была создана следующая физическая модель, показанная на рисунке 1. Каждая лопасть паруса представляет собой механизм,

состоящий из жестких звеньев. Все звенья попарно соединены между собой сферическими шарнирами. Каждая лопасть паруса состоит из 150 звеньев. Модель по своей топологии напоминает верёвочную лестницу. «Неподвижные массы», показанные на рисунке 1, связаны с корпусом КА и предусмотрены для обеспечения значений моментов инерции, при которых осуществляется переориентация КА в соответствии с эффектом Джанибекова. «Подвижные грузы», показанные на том же рисунке, имеют поступательную степень свободы вдоль оси Z связанной системы координат и необходимы для перераспределения моментов инерции, при которых ось вращения OY становится либо устойчивой осью вращения, либо неустойчивой. Для удобства описания представленной модели, для создания командного файла был применён пакет Wolfram Mathematica.

Расчет проводился при следующих начальных условиях и допущениях:

1. Лопасты паруса развёрнуты и находятся в одной плоскости.
2. Начальные угловые скорости всех элементов конструкции в неподвижной системе координат $\omega_y = 0.01 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$, $\omega_x = \omega_z = 0$.
3. Изменение формы лопасти под действием распределённой нагрузки от солнечного светового давления не учитывается.

Моделирование динамики было проведено для следующих случаев:

1. КА вращается вокруг оси Y без введения закона управления. Момент инерции КА J_y – наибольший. $J_x < J_z < J_y$.
2. КА вращается вокруг оси Y без введения закона управления. Момент инерции КА J_y – средний. $J_x < J_y < J_z$.
3. КА вращается вокруг оси Y с введением закона управления, который позволяет изменять соотношения моментов инерции.

Первый случай был рассмотрен для верификации полученной модели, построенной в MSC Adams. Уравнения Эйлера показывают, что вращение незакреплённого в пространстве тела вокруг оси с наибольшим моментом инерции устойчиво. Такой результат, как и предполагалось, демонстрирует модель КА с солнечным парусом. Начальная угловая скорость КА остаётся неизменной на длительном промежутке времени.

Второй рассмотренный случай соответствует неустойчивому вращению вокруг оси с промежуточным моментом инерции. Наиболее показательную динамику системы отражает график зависимости угла α между осью Oy связанной системы координат и осью OY неподвижной системы координат (рис. 2). Если рассматривать КА как единое твёрдое тело [6], то, при вращении вокруг промежуточной оси инерции в соответствии с эффектом Джанибекова, можно ожидать периодической переориентации оси вращения, но при этом обязательно присутствует период, когда тело вращается вокруг оси без стремления переориентироваться. Это связано с тем, что угловые скорости тела вокруг осей не с наибольшим моментом инерции изначально равны 0, но, с течением времени, они экспоненциально нарастают (следует из уравнений Эйлера), пока не теряется устойчивость вращения. После переворота эти угловые скорости вновь близки к 0.

Если говорить о модели КА, рассмотренного в данной статье, то система является податливой. После переворота возникают возмущения угловых скоростей

вращения вокруг осей Oz , Ox , а также, за счет изменения формы паруса в момент, когда система должна занять устойчивое положение, наблюдается соотношение моментов инерции, при которых система не является устойчивой в соответствии с эффектом Джанибекова (по теореме Пуансо). Для того, чтобы избежать неустойчивости после переворота, в данной работе введено управление при помощи подвижных грузов, имеющих поступательную степень свободы вдоль оси Oz , как показано на рисунке 1.

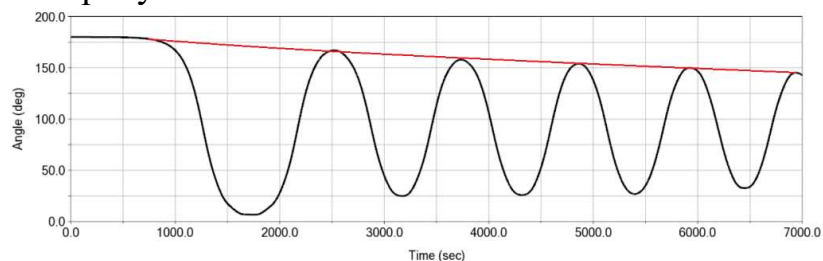


Рис. 2. График зависимости угла α между осью Oy связанной системы координат и осью OY неподвижной системы координат при неустойчивом вращении без введения закона управления

Устойчивости в этом случае добиться удастся путём раздвижения грузов и увеличения момента инерции вокруг оси вращения. На рисунке 3. изображён график зависимости угла α между осью Oy связанной системы координат и осью OY неподвижной системы координат. Наблюдаются колебания аппарата, связанные с податливостью конструкции. В данной статье этот вопрос подробно не рассматривается.

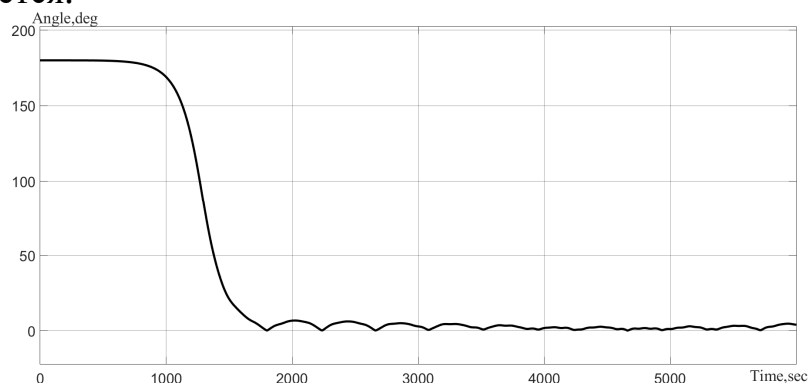


Рис. 3. График зависимости угла α между осью Oy собственной системы координат и осью OY орбитальной системы координат в случае переворота и последующей стабилизации

Для второго переворота требуется введение закона управления путём добавления в систему контура обратной связи. Для этого была использована среда MATLAB Simulink. Принципиальный алгоритм и логика закона управления изображены на рисунке 4. В качестве входных данных выступают следующие параметры: положение подвижных грузов, угол α между осью Oy связанной системы координат и осью OY неподвижной системы координат. α_1 – угол, подобранный экспериментально, при котором достигается наилучшая стабилизация. Выходным параметром является скорость подвижных грузов (грузы двигаются симметрично). График зависимости $\alpha(t)$ изображён на рисунке 5. С податливым солнечным парусом при помощи закона управления удастся несколько раз управляемо переориентировать на 180 градусов.



Рис. 4. Принципиальные алгоритм и логика закона управления

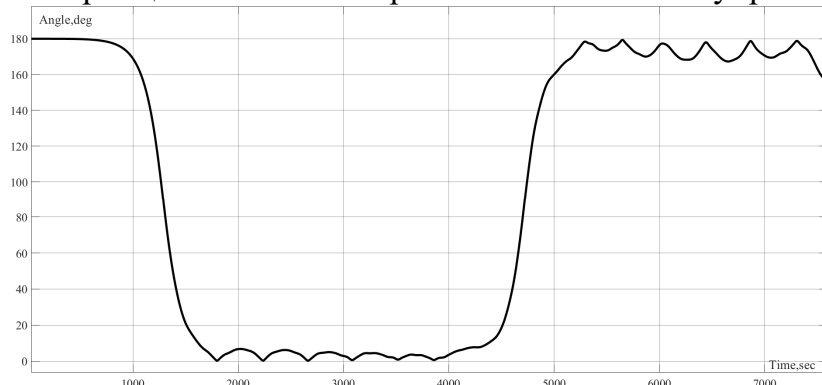


Рис. 5. График зависимости угла α между осью Oy собственной системы координат и осью OY орбитальной системы координат в случае введения закона управления

На рисунке 5 видно, что после переориентации КА остаются возмущения около оси OY неподвижной системы координат. Следует изучить природу этих возмущений и сделать выводы относительно возможности их уменьшения или устранения, например, с помощью маховиков, установленных на КА.

В модель, построенную в MSC Adams, были добавлены 3 маховика, представляющие собой цилиндры, имеющие возможность вращаться по трём взаимно перпендикулярным осям. В качестве выходных данных для модели Simulink были добавлены скорости вращения маховиков ω_{mx} , ω_{my} , ω_{mz} , в качестве выходных данных угловые скорости ω_x , ω_y , ω_z и перемещения a_x , a_y , a_z вокруг осей связанной системы координат КА. Модель в Simulink устроена так, что маховики включаются после переориентации КА, когда угол α лежит в диапазонах $1...20^\circ$ и $160...179^\circ$.

На рисунках 6 и 7 изображены графики зависимости угловых скоростей и перемещений после переворота и последующей стабилизации КА. При этом маховики отключены. Возмущения после переворота возникают по всем осям связанной системы координат. Основные возмущения возникают вокруг оси Oz . Это связано с тем, что вокруг неё КА имеет наименьший момент инерции, а следовательно, менее устойчив. Момент инерции вокруг оси Oz $J_z \approx 0,6 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$. Момент инерции по остальным осям $\approx 20000 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

Можно предположить, что для стабилизации КА достаточно прикладывать кинетический момент только вокруг оси Oz . В разработанном алгоритме стабилизации (рис. 8) используется контур обратной связи по параметрам ω_x , a_x с коэффициентами усиления, которые подбираются экспериментально.

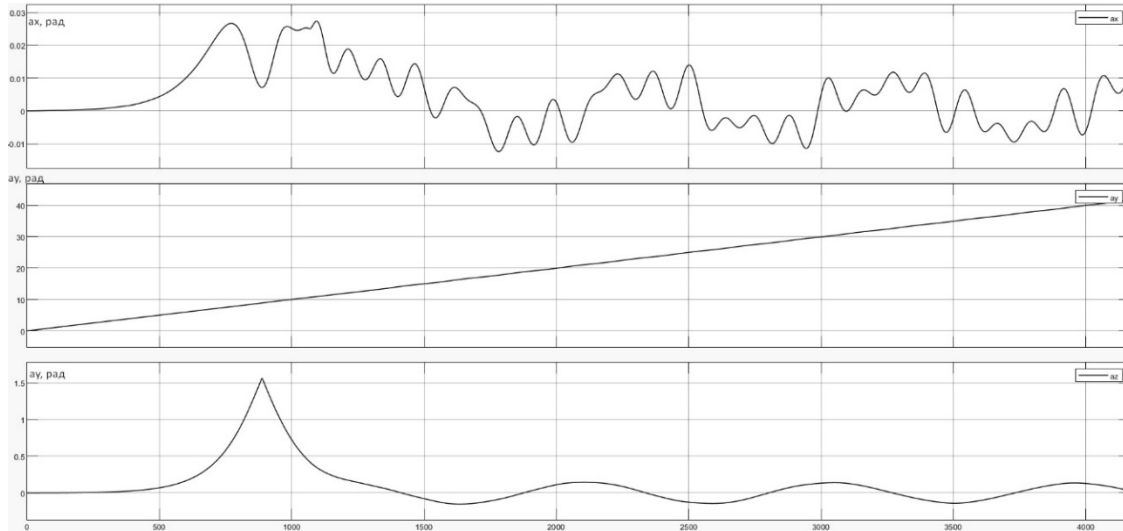


Рис. 6. Перемещения КА в собственной системе координат без включения маховиков

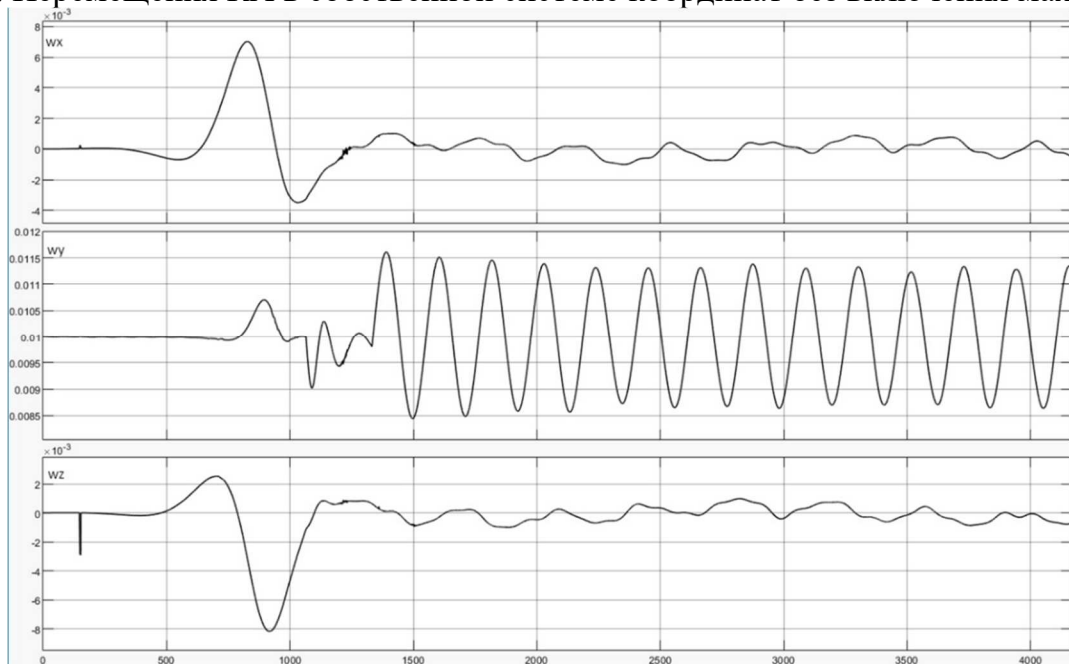


Рис. 7. Угловые скорости КА в собственной системе координат без включения маховиков

Были рассмотрены различные комбинации коэффициентов усиления. Все варианты приводили к похожим по смыслу результатам. На рисунке 9 изображён график зависимости угла α между осью Oy связанной системы координат и осью OY неподвижной системы координат от времени. Коэффициенты усиления по угловой скорости K_ω и углу K_a равны -500 и -5000, соответственно. Сравнивая график на рисунках 5 и 9, можно заметить, что изначально после переориентации и включения системы стабилизации амплитуда изменения угла α уменьшается с $\approx 10^\circ$ до 5° , но затем начинает быстро увеличиваться. Подобная картина возникает, если коэффициенты усиления увеличить до $K_\omega = -1000$, $K_a = 50000$ (рис. 10). Такой результат связан с тем, что КА с солнечным парусом обладает большой инерционностью и при попытке управлять ориентацией корпуса с помощью маховиков, вся система не успевает подстраиваться и начинает терять устойчивость. Также увеличение колебаний при попытке стабилизировать КА можно объяснить наличием гироскопической связи между осями собственной системы координат. Поэтому, на рисунке 6 хорошо заметно, что при управлении КА по оси Oz также возникают колебания по оси Ox .

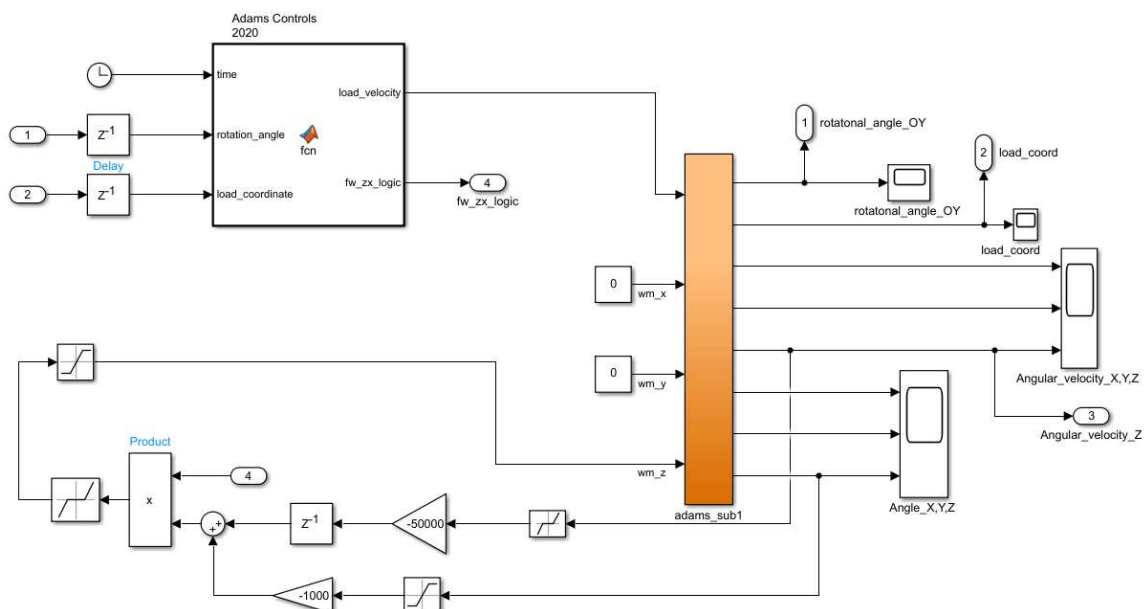


Рис. 8. Система управления Simulink

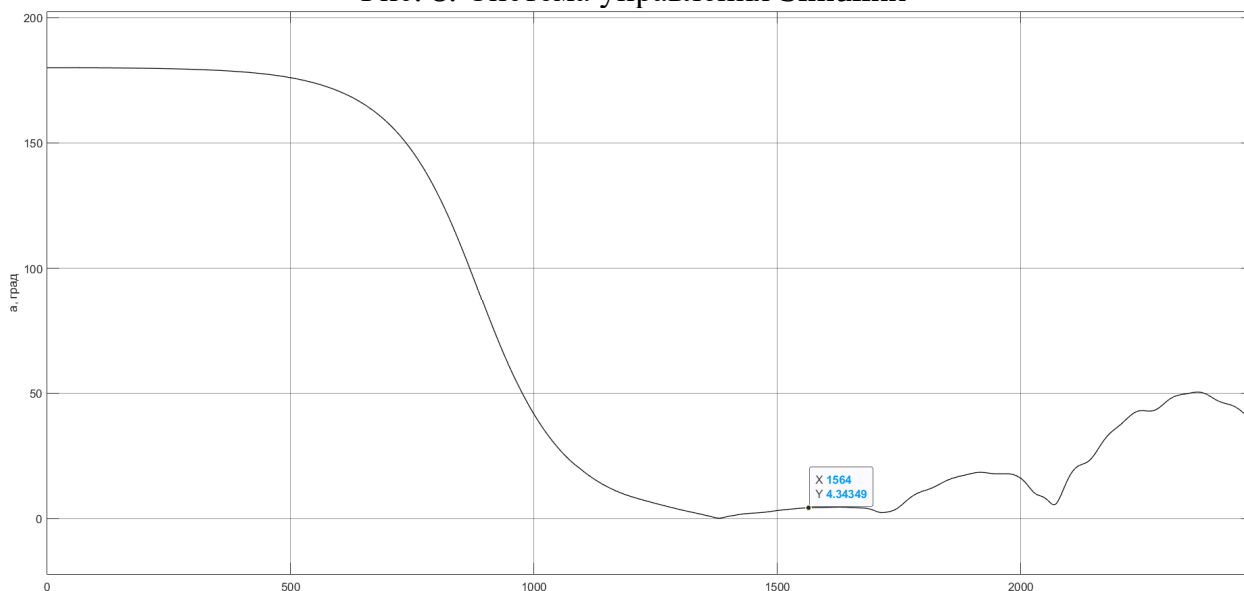


Рис. 9. График зависимости угла α между осью Oy собственной системы координат и осью OY орбитальной системы координат в случае внедрения в систему управления двигателя маховика

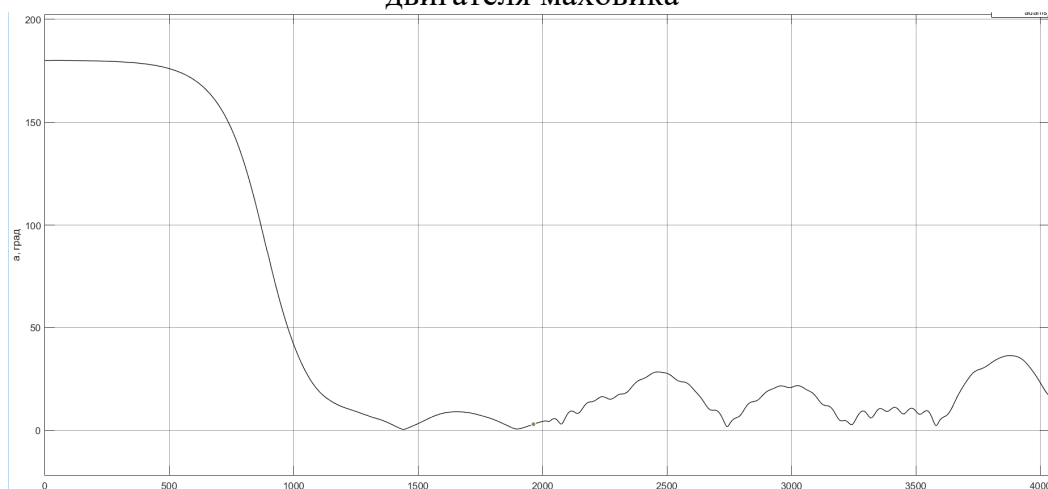


Рис. 10. График зависимости угла α между осью Oy собственной системы координат и осью OY орбитальной системы координат в случае внедрения в систему управления двигателя маховика

При попытке добавить контур управления по оси ОХ, итоговые возмущения КА по всем осям увеличиваются ещё больше, так как лента паруса не переориентируется вместе с аппаратом.

Таким образом, в результате моделирования, получены следующие результаты:

1. Решена задача переориентации в соответствии с эффектом Джанибекова двухлопастного солнечного паруса, конструкция которого является податливой.

2. Показано, что для функционирования устройства, требуется не только обеспечивать неустойчивость системы для инициации переворота, но также и принудительно осуществлять меры для повышения устойчивости после переворота.

3. Показано, что введение обратной связи по углу α и положению подвижных грузов позволяет добиться лучших параметров колебания светоотражающей поверхности для ее функционирования.

4. Показано, что между осями связанной системы координат присутствует гироскопическая связь и устранение возникающих после переворота возмущений по одной из осей приводит к ещё большей дестабилизации системы. Следовательно, маховики не являются эффективным средством устранения возникающих возмущений.

Список литературы

1. Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом / Под ред. В.А. Егорова. – Изд. 2-е, доп. – М.: Книжный дом «Либроком», 2011. – 152 с.
2. B. 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, p. 060011. doi/10.1063/1.5133209.
3. 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), p. 120019. doi.org/10.1063/5.0036541.
4. MacNeal R.H. The heliogyro, an interplanetary flying machine. ARC, 1967.
5. Попов А.С. Динамика конструкции солнечного паруса типа «гелиоротор» при движении его в верхней атмосфере Земли // XLV академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. КОРОЛЁВА и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. – С. 353-354.
6. Патент №2480387 РФ. Способ переориентации и управления тягой вращающегося космического аппарата с солнечным парусом / В.И. Майорова, А.С. Попов, С.М. Тененбаум, О.С. Коцур, Д.А. Рачкин, Н.А. Неровный, Н.Г. Назаров, М.М. Скобелев. – Заявка №2011126902 от 30.06.2011; опубл. 27.04.2013, Бюл. №1.

Сведения об авторах:

Сидоров Никита Владимирович – аспирант.