



ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ
БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ
МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН
MINISTRY OF EDUCATION AND SCIENCE
OF THE REPUBLIC OF KAZAKHSTAN



Л. Н. ГУМИЛЕВ АТЫНДАҒЫ
ЕУРАЗИЯ ҰЛТТЫҚ УНИВЕРСИТЕТІ
ЕВРАЗИЙСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМ. Л. Н. ГУМИЛЕВА
GUMILYOV EURASIAN
NATIONAL UNIVERSITY



Студенттер мен жас ғалымдардың
«Ғылым және білім - 2015»
атты X Халықаралық ғылыми конференциясының
БАЯНДАМАЛАР ЖИНАҒЫ

СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ
X Международной научной конференции
студентов и молодых ученых
«Наука и образование - 2015»

PROCEEDINGS
of the X International Scientific Conference
for students and young scholars
«Science and education - 2015»

УДК 001:37.0
ББК72+74.04
Ғ 96

Ғ96

«Ғылым және білім – 2015» атты студенттер мен жас ғалымдардың X Халық. ғыл. конф. = X Межд. науч. конф. студентов и молодых ученых «Наука и образование - 2015» = The X International Scientific Conference for students and young scholars «Science and education - 2015». – Астана: <http://www.eni.kz/ru/nauka/nauka-i-obrazovanie-2015/>, 2015. – 7419 стр. қазақша, орысша, ағылшынша.

ISBN 978-9965-31-695-1

Жинаққа студенттердің, магистранттардың, докторанттардың және жас ғалымдардың жаратылыстану-техникалық және гуманитарлық ғылымдардың өзекті мәселелері бойынша баяндамалары енгізілген.

The proceedings are the papers of students, undergraduates, doctoral students and young researchers on topical issues of natural and technical sciences and humanities.

В сборник вошли доклады студентов, магистрантов, докторантов и молодых ученых по актуальным вопросам естественно-технических и гуманитарных наук.

УДК 001:37.0
ББК 72+74.04

ISBN 978-9965-31-695-1

©Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия
ұлттық университеті, 2015

$$v_{кр.з400} = \sqrt{\frac{k_3}{r_3^* + h_3}}, \quad (4)$$

мұндағы $k_3 = 398600$ [км³/с²]- Жердің гравитациялық параметрі [1];

$r_3^* = 6371$ [км]- Жердің орташа радиусы.

$$v_{кр.з.20000} = \sqrt{\frac{398600}{6371 + 20000}} = 3,88781 \text{ [км/с]}.$$

Босану жылдамығы $h_3 = 20000$ [км] биіктігі үшін келесі формуламен есептеледі:

$$v_{осв.з20000} = v_{кр.з20000} \cdot \sqrt{2}, \quad (5)$$

$$v_{осв.з20000} = 3,88781 \cdot \sqrt{2} = 5,49819 \text{ [км/с]}$$

Қолданылған әдебиет

1. Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. – М.: Наука, 1990. – 448 с.
2. Соловьев Ц.В., Тарасов В.Е. Прогнозирование межпланетных полетов. – М.: Машиностроение, 1973. – 395 с.
3. McGinnis S. J. Nuclear power systems for manned mission to mars. Naval Postgraduate School, Monterey, California, 2004.
4. Баринов С.В., Беляков М.С., Литвиненко Р.Е., Колганов В.Д., Логачев О.Н., Ромадова Е.А., Сметанников В.П. и др. Концепция напланетной АЭС для освоения Марса на основе высокотемпературного газоохлаждаемого реактора с турбомашинным преобразователем энергии по газовому циклу Брайтона: Доклад на Международной конференции «Ядерная энергетика в космосе-2005», Сборник докладов, - М.:, 2005. - 669-678с.

УДК.629.76

БЛИЖНЕЕ НАВЕДЕНИЕ ПРИВЯЗНОГО ОБЪЕКТА НА КА, ДВИЖУЩИЙСЯ ПО КРУГОВОЙ ОРБИТЕ

Сакен Нуртас

zeken_ak@mail.ru

Студент группы КТиТ-32 “Космическая техника и технологии”

ЕНУ им. Л.Н. Гумилева, Астана, Казахстан

Научный руководитель – А. Д. Тулегулов

Введение

Осуществление операции встречи КА на орбите обычно связано с необходимостью управления относительным движением аппаратов, в результате которого создаются условия, требуемые для их совместного полета. Причем под совместным полетом будем понимать как движение при наличии между несколькими КА физического контакта (полет «в связке» или в состыкованном состоянии), так и движение на некотором расстоянии друг от друга (совместный групповой полет). Примером первого вида совместного полета служит полет ОК «Мир», связок орбитальной станции (ОС) «Салют», космического корабля (КК) «Союз» и транспортного корабля (ТК) типа «Прогресс», второго - групповой полет КК «Союз-6»,

«Союз-7» и «Союз-8». Хотя в общем случае может иметь место управление всеми аппаратами, участвующими в выполнении совместного полета, обычно все же задачу встречи на орбите трактуют как осуществление операции сближения маневрирующего активного КА — транспортного корабля с неманеврирующей, совершающей свободный полет орбитальной станцией. Осуществление встречи можно проводить либо по схеме сближения непосредственно с участка выведения активного КА на орбиту (прямое выведение), либо по схеме сближения с промежуточной орбиты (орбиты ожидания)

При прямом выведении время запуска и траекторию ракеты-носителя выбирают такими, чтобы непосредственно в конце участка выведения были обеспечены требуемые начальные условия сближения КА. Траектория выведения при этом может или располагаться в плоскости орбиты пассивного аппарата (компланарное выведение), или в общем случае не совпадать с этой плоскостью (некомпланарное выведение). Схема прямого выведения накладывает достаточно жесткие ограничения на значения углов некомпланарности (углов между плоскостями орбиты пассивного и траектории активного КА) и на время запуска, определяемое вхождением пассивного КА в район стартовой позиции ракеты-носителя. Поэтому при решении задачи встречи космических объектов предпочтение отдают схеме сближения с использованием промежуточной орбиты. Реализация данной схемы предполагает предварительное выведение активного КА на орбиту ожидания. Разница в периодах обращения аппаратов позволяет выбрать момент начала сближения при наиболее выгодном их взаимном положении. Время, необходимое для достижения этого положения, являющееся функцией времени старта, называют временем фазирования.

Ближнее наведение привязанного объекта на КА, движущийся по круговой орбите.

При управлении сближением КА предъявляются весьма высокие требования к точности реализации траектории сближения. А эта точность в значительной степени зависит от точности измерения параметров движения сближающихся объектов. В следствии этого рассматриваемые в настоящее время схемы управления сближением, особенно сближением с непосредственным контактом, предусматривают использование бортовых систем, следящих за целью (КА, с которым решается задача встречи) и выдающих информацию о параметрах относительного движения. Дальность действия таких систем, учитывая ограничение по весу, около 100 км.

В данной работе дальнейшее наведение предполагается осуществлять с использованием тросовой системы (ТС). Задачу сближения с КА решает привязной объект (ПО), который после расцепления связки переходит на траекторию встречи по эллипсу Хомана, который для широкого класса орбит КА является оптимальным по энергетике. После сближения ПО и КА до определенной дальности начинается этап ближнего наведения, на котором парируются погрешности развертывания ТС, неточности в определении момента расцепления связки, а также ошибки определения параметров движения ТС и КА, с которым решается задача сближения.

Если сближение КА должно завершиться мягкой встречей и стыковкой, то после этапа ближнего наведения (точнее, в конце его) следует участок причаливания, завершающейся встречей при близких к нулю значениях относительных скоростей двух объектов и механической стыковкой КА. В этом случае задачей ближнего наведения является сближение КА до расстояний порядка сотен метров с относительной скоростью до 3 м/с.

Управление сближением КА на этапе ближнего наведения может осуществляться либо с помощью методов, основанных на использовании законов орбитального движения, либо с помощью методов, при которых законы орбитального движения не учитываются.

Основным достоинством методов ближнего наведения, не использующих законы орбитального движения, является возможность простой приборной реализации, так как они имеют меньшую чувствительность к ошибкам измерений и другим возмущениям [8]. Для

реализации сближения с использованием ТС это достоинство приобретает особое значение, так как характеристики траектории движения НО после расцепления связки будут известны со значительными ошибками. Неизбежны также погрешности в определении требуемого углового рассогласования положений ТС и КА в момент расцепления связки, что приведет к отличию параметров относительного движения ПО и КА от расчетных. Все это свидетельствует о целесообразности применения на участке ближнего наведения ПО методов управления второй группы. Тем более, что при использовании импульсных схем управления потребовалось бы иметь на борту ПО двигательные установки большой тяги, что значительно усложнило бы и утяжелило бы конструкцию ПО.

В работе рассматриваются два типа моделей наведения ПО на КА по методу постоянной угловой скорости линии визирования [1, 2]. Эти модели записываются с использованием визирной и орбитальной систем координат. На рис. 1 представлено взаимное расположение орбитальной системы координат $Axyz$ и визирной системы координат $A\xi\eta\zeta$ в случае компланарного наведения ПО (точка П) на КА (точка А). Обе эти системы координат являются подвижными, начало их совпадает с ЦМ КА.

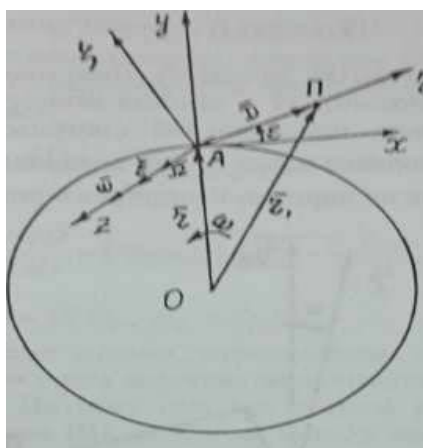


Рис. 1. Взаимное расположение орбитальной системы

Первый тип математических моделей ближнего наведения ПО записывается при допущении о том, что в уравнениях относительного движения сближающихся объектов не учитывается действие относительного гравитационного ускорения, т.е. движение ПО и КА как бы происходит в положении ПО и КА как бы происходит в однородном гравитационном поле. В этом случае можно воспользоваться следующими уравнениями управляемого относительного движения и визирной системе координат.

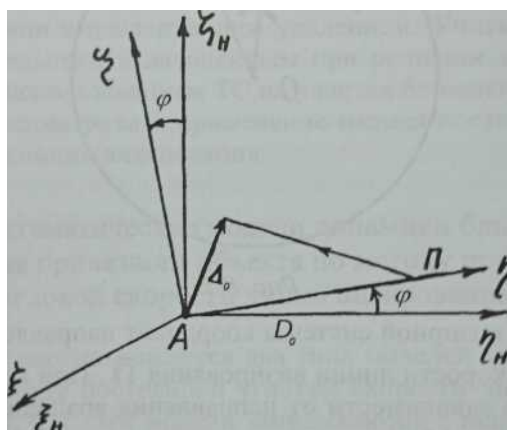


Рис. 2. Визирная система координат

Для метода постоянной угловой скорости линии визирования ($\Omega = \text{const}$) в уравнениях (1) следует принять $\Omega = 0$, $P_D = 0$. Тогда математическая модель ближнего наведения ПО на КА приобретает следующий вид:

$$\ddot{D} = \Omega^2 D = 0, 2\Omega \dot{D} = p_n.$$

Для получения наиболее общих и компактных результатов запишем рассматриваемую математическую модель в безразмерных величинах. При этом начальные условия ближнего наведения: D_0 , $\dot{D}_0$, Q_0 могут быть представлены в виде одного параметра $\tilde{D}$, определяющего отношение начальной дальности D_0 к начальному пролету D_0 (Рис. 2). Тогда математическая модель динамики ближнего наведения ПО на КА по методу постоянной угловой скорости может быть записана в виде следующей системы:

$$\begin{aligned} \frac{d\tilde{D}}{dt} &= \frac{\text{Sign}\dot{D}_0}{\sqrt{D_{\Delta_0}^2 - 1}} \tilde{D} \Omega, \\ \frac{d\tilde{D}}{dt} &= (\text{Sign}\dot{D}_0) \sqrt{D_{\Delta_0}^2 - 1} \cdot \tilde{D} \Omega, \\ \text{где } \tilde{D} &= D/D_0, \quad \tilde{D} = \dot{D}/\dot{D}_0, \quad D_{\Delta_0} = D_0/\Delta_0. \end{aligned}$$

Математические модели, определяемые системами (2) и (3) записаны без учета действия относительного гравитационного ускорения. Поэтому они могут быть использованы для изучения наведения ПО на КА по методу постоянной угловой скорости линии визирования при определенных ограничениях на дальность между сближающимися объектами и продолжительность процесса сближения. Несомненным достоинством математической модели (3) является то, что использование ее позволяет получить полное аналитическое решение задачи ближнего наведения ПО при $Q = \text{const}$.

Прежде чем перейти к изучению ближнего наведения ПО на КА по методу постоянной угловой скорости линии визирования с использованием рассмотренных математических моделей необходимо разработать методику определения начальных условий для решения соответствующих уравнений относительного движения по результатам расчетов абсолютного движения после расцепления тросовой системы.

Изучение ближнего наведения ПО для встречи с КА, движущимся по известной орбите, или для пролета мимо него на заданном расстоянии предполагается проводить с использованием аналитических, численных и качественных методов. Характер процесса сближения и условия встречи объектов в значительной степени зависят от параметров относительного движения сближающихся объектов в момент начала ближнего наведения. Эти начальные условия в свою очередь зависят от параметров абсолютного движения ПО после расцепления тросовой системы и от выбранной точки перехода ПО на этап ближнего наведения с использованием бортовых измерительных средств.

Для разработки методики определения начальных условий ближнего наведения ПО необходимо иметь четкое представление о характере взаимного движения ПО по его эллиптической траектории и КА по орбите. Это взаимное движение будем определять угловым движением радиус - векторов, проведенных из центра Земли в центр масс ПО и в центр масс КА. Данное угловое движение будет зависеть от параметров орбиты КА и эллипса, по которому происходит движение ПО в расчетную точку встречи, а также от их взаимного расположения.

На рис.3 представлена «внешняя» схема сближения ПО с КА, движущимся по круговой орбите радиуса r_A , когда $r_0 + D < r_A$ (D - длина троса в момент расцепления ТС).

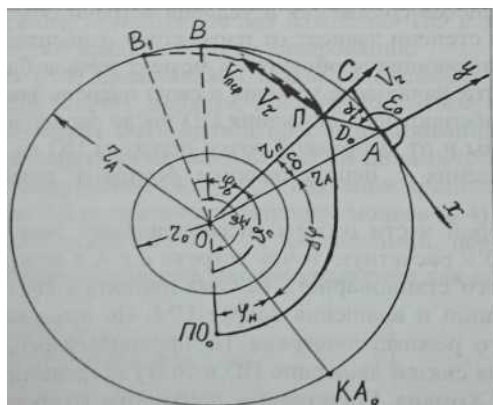


Рис. 3. «Внешняя» схема сближения ПО с КА

Участок переходного эллипса $ПО_0 - П$ представляет собой траекторию дальнего наведения, а участок $ПВ_1$ – траекторию ближнего наведения.

Для изучения ближнего наведения ПО на КА с использованием математической модели (3) потребуется знать начальное значение относительной скорости ПО в инерциальной системе координат $V_{отн}$ и значение безразмерного параметра D_{Δ} , определяющего характер процесса наведения ПО при постоянной угловой скорости линии визирования. Величина $V_{отн}$ определяется по значениям D_0 , $\dot{D}_0$, Ω_0 .

$$V_{отн_0} = \sqrt{\dot{D}_0^2 + (D_0 \Omega_0)^2}.$$

Конечная формула

$$D_{\Delta 0} = \sqrt{1 + \left(\frac{\dot{D}_0}{D_0 \Omega_0} \right)^2}.$$

Заключение

В данной работе мы узнали как осуществляется ближнее наведение привязанного объекта на КА, движущийся по круговой орбите. Проведено математическое моделирование и исследование динамической системы абсолютного движения КА при постоянном радиальном управляющем ускорении. Показано, что данная система является консервативной. Пространством параметров системы является плоскость безразмерных параметров ag , $U_{по}$. Две бифуркационные кривые разделяют плоскость параметров на три области с различной качественной структурой фазовых траекторий. Выполнено математическое моделирование и исследование динамической системы управляемого относительного движения КА при постоянной угловой скорости линии визирования. В качестве частных случаев этого метода управления можно рассматривать различные модификации широко известного метода параллельного сближения. Точность построенных решений, а также возможность значительного сокращения машинного времени решения задач на ЭВМ позволяет сделать вывод о перспективности использования разработанного метода на этапе проектирования и создания новых типов КА.

Список использованных источников

1. Авдеев Ю.Ф., Беяков А.И., Брыков А.В., Горьков В.Л., Григорьев М.М., Журин Б.Л., Иванов В.А., Титов Г.С., Ягудин В.М. Полет космических аппаратов. 1990 г.

2. Балахонцев В.Г., Иванов В.А., Шабанов В.И. Сближение в космосе: -М:Воениздат, 1973, 367 с.
3. Циолковский, К. Э. Грезы о Земле и небе и эфемериды всемирного тяготения / Циолковский, К. Э. Издательство «Луч», 1894, 368 с.
4. Иванов, В. А. Сближение в космосе с использованием тросовых систем / В. А. Иванов, С. А. Купреев, М. Р. Либерзон // Издание: Хоружевский. 2010. 360 с.
5. Андреев А. В., Хлебникова Н.Н. Космические системы с гибкими связями. // Итоги науки и техники. ВИНТИ. Т. 12, 1991, 195 с.
6. Асланов В.С., Ледков Н.Н., Стратилатов Н.Р. Пространственное движение космической тросовой системы, предназначенной для доставки груза на Землю. // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». №2, 2007, с. 28-32.

УДК 528.8.04.

КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР И СПОСОБЫ ЕГО УНИЧТОЖЕНИЯ

Темербекова Арнагуль Тилектесовна

arnagul_tt@mail.ru

Физико - технический факультет, кафедра «Космической техники и технологий»

ЕНУ им Л. Н. Гумилева, Астана, Казахстан

Научный руководитель – Е.Б. Калиев

Актуальность проблемы космического мусора обусловлена усиливающимся засорением околоземного космоса, снижением под его воздействием качества функционирования космических аппаратов и выходом их из строя, столкновениями и взрывами космических объектов.

Проблема засорения околоземного космического пространства «космическим мусором» как чисто теоретическая возникла по существу сразу после запусков первых искусственных спутников Земли в конце пятидесятых годов. Первым на проблему обратил сотрудник NASA Дональд Кесслер, который еще в 1978 написал вместе с другим соавтором статью «Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt». Официальный статус на международном уровне она получила после доклада Генерального секретаря ООН под названием «Воздействие космической деятельности на окружающую среду» 10 декабря 1993 г., где особо отмечено, что проблема имеет международный, глобальный характер: нет засорения национального околоземного космического пространства, есть засорение космического пространства Земли, одинаково негативно влияющее на все страны, прямо или косвенно участвующие в его освоении.

Под космическим мусором подразумеваются все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые уже неисправны, не функционируют и никогда более не смогут служить никаким полезным целям, но являющиеся опасным фактором воздействия на функционирующие космические аппараты, особенно пилотируемые. В некоторых случаях, крупные или содержащие на борту опасные (ядерные, токсичные и т. п.) материалы, объекты космического мусора могут представлять прямую опасность и для Земли — при их неконтролируемом сходе с орбиты, неполном сгорании при прохождении плотных слоев атмосферы. Необходимость мер по уменьшению интенсивности техногенного засорения космоса становится понятной при рассмотрении возможных сценариев освоения космоса в будущем. Предполагается, что «после 2055 года процесс саморазмножения остатков космической деятельности человечества станет серьезной проблемой»