

Р. Р. НАЗИРОВ, д-р техн. наук, Н. А. ЭЙСМОНТ, канд. техн. наук, Е. Н. ЧУМАЧЕНКО, д-р техн. наук (МИЭМ НИУ ВШЭ, Ин-т космических исследований РАН), Д. У. ДАНХЭМ, д-р техн. наук (МИЭМ НИУ ВШЭ, КинетХ, Инк., США), И. В. ЛОГАШИНА, канд. техн. наук, А. Н. ФЕДОРЕНКО (МИЭМ НИУ ВШЭ), e-mail: mmkaf@miem.edu.ru

Управление группировкой космических аппаратов в окрестности Солнечно-Земных коллинеарных точек либрации с помощью солнечного паруса

Предложено устройство для поддержания ориентации и управления относительным положением космических аппаратов в виде солнечного паруса.

Ключевые слова: космический аппарат, солнечный парус, ориентация, управление.

The assembly for support of maneuver and relative position control of spacecraft in the form of light sail was offered.

Keywords: spacecraft, light sail, maneuver, control.

В настоящее время в космических исследованиях все чаще применяют не единичные аппараты, а их группировки. Это позволяет, например, при исследовании плазмы решить задачу пространственно-временной неопределенности измеряемых параметров, а также строить телескопы с большим фокусным расстоянием (до десятков метров), используемые в астрофизических исследованиях. На этой же основе разработан проект XEUS, одной из ключевых задач которого является поддержание заданного относительного положения аппарата, несущего зеркало телескопа, и аппарата с приемником рентгеновского излучения. В качестве альтернативы традиционным реактивным двигателям предлагается использовать солнечные паруса с управляемыми отражательными характеристиками.

Концепция построения сверхдлиннофокусного телескопа в космосе распространяется и на аппараты очень больших размеров. Для проведения исследований космические аппараты (КА) группировки должны находиться в заданных положениях относительно друг друга. Это означает, что линия наблюдений, направленная в определенную точку, должна проходить через оптические центры аппарата Detector Spacecraft (DSC) с приемником рентгеновского излучения и аппарата Mirror Spacecraft (MSC), несущего зеркало телескопа.

Точность взаимного расположения космических аппаратов определяется сферой радиусом 1 мм. В качестве центров КА предлагается рассматривать их центры масс. Исследуем возможность применения ряда устройств для поддержания требуемого относительного положения космических аппаратов с учетом расчетных возмущающих сил. Одним из таких устройств является солнечный парус с управляемыми отражательными характеристиками [1, 2].

Учет влияния гравитационных сил

Первоначально для проекта XEUS была предложена сравнительно низкая круговая околоземная орбита, но затем выбрана орбита в окрестности коллинеарной точки либрации L2 системы Солнце—Земля. Одна из причин данного решения — слишком высокий уровень возмущающих гравитационных сил, действующих на аппараты группировки XEUS на низкой круговой околоземной орбите, которые изменяются обратно пропорционально расстоянию в кубе от центра Земли до космического аппарата и прямо пропорционально расстоянию между центрами масс.

Точка либрации L2 находится на прямой Солнце—Земля, примерно на расстоянии 1,5 млн км от Земли, располагаясь на противоположной стороне от Солнца [3]. Это означает, что гравитационные возмущения, действующие на аппарат в данной точке, практически в 10 млн раз меньше, чем на круговой орбите высотой 600 км. Для более точной оценки выполнены вычисления для орбиты в окрестностях точки L2 с большой амплитудой [4].

Математическая модель, применяемая для расчета орбиты, учитывает гравитационные силы Земли (гравитационное поле представляется в виде полиномов Лежандра, до второй степени), Солнца и Луны. Для расчетов расстояние между центрами масс MSC и DSC принимали равным 40 м. Предполагалось также, что космические аппараты представляют собой сферические объекты.

Согласно предложенной схеме наблюдений прямая зеркало—приемник, т. е. линия наблюдения [Target Line (TL)], проходит в непосредственной близости (примерно $\pm 10^\circ$) от плоскости, ортогональной направлению на Солнце. Следовательно, наиболее существенным для расчета гравитационных возмущений является случай, когда MSC и DSC расположены вдоль осей Y и Z в Солнечно-эллиптической системе координат с началом отсчета в центре Земли.

Расчеты показали, что относительное ускорение не превышает $0,4 \cdot 10^{-10}$ м/с² и имеет ненулевые компоненты в направлении всех трех осей (X , Y и Z). Рассчитанные компоненты ускорения достаточно малы, но для достижения требуемой точности позиционирования линии наблюдения их нельзя не учитывать. Например, за 1000 с при по-

стоянном ускорении, равном установленному ранее предельному значению $0,4 \cdot 10^{-10} \text{ м/с}^2$, космический аппарат сместится относительно расчетного положения на 2 мм.

Посредством линейной экстраполяции результаты, полученные для расстояния 40 м между центрами масс космических аппаратов, можно распространить и на большие расстояния. В этом случае точность расчетов можно считать приемлемой при расстоянии между центрами масс космических аппаратов до нескольких сотен километров.

Влияние негравитационных возмущений

Солнечное излучение воздействует посредством [5] отражения фотонов, поглощения фотонов, повторного излучения поглощенной энергии. Отражение фотонов может быть зеркальным — угол падения равен углу отражения. Давление p , создаваемое солнечным излучением, в этом случае зависит от интенсивности R излучения, проходящего через единицу эффективной площади отражения (ортогонально направлению излучения):

$$p = 2R/(c2\cos^2\varphi),$$

где c — скорость света; φ — угол между нормалью к поверхности и направлением излучения.

Направление давления совпадает с направлением нормали к поверхности.

В случае полного поглощения падающие фотоны создают давление $R/c2\cos\varphi$, что соответствует силе, действующей на единицу площади поверхности и направленной вдоль вектора скорости.

Если отражение диффузное, то рассматривается сумма двух векторов: первый $R/(c2\cos\varphi)$ совпадает по направлению с потоком излучения; второй $R/(3c)$ направлен по нормали к поверхности.

Энергия, поглощаемая поверхностью, излучается обратно в пространство. Повторное излучение порождает реактивные силы. Если обозначить интенсивность излучения элементарной поверхности через R_b , то реактивное давление, возникающее вследствие излучения, составит $R_b/(3c)$, что предполагает пространственное распределение фотонов, такое же, как и при диффузном отражении.

Распределение R_b по поверхности пропорционально температуре поверхности в четвертой степени. В свою очередь температура зависит от множества факторов, например от теплоизоляции и питания приборов.

Электрическая мощность солнечных батарей DSC $\approx 2,5 \text{ кВт}$, т. е. энергия, излучаемая приборами космического аппарата, — тепловая. Предположим, что тепловая энергия излучается только одной лицевой поверхностью (предельный случай), тогда реактивная сила равна $2,78 \cdot 10^{-6} \text{ Н}$, а ускорение возмущающей силы для 2200 кг DSC соста-

вит $1,26 \cdot 10^{-9} \text{ м/с}^2$, т. е. в 31,5 раза больше, чем возмущение от градиента гравитации.

Излучение в радиодиапазоне может также породить реактивные возмущающие силы (кроме рассмотренного повторного теплового излучения). Для остронаправленных антенн реактивную силу можно приближенно оценивать выражением R_r/c , где R_r — мощность излучения. Например, если $R_r = 40 \text{ Вт}$ (наиболее приемлемая оценка для XEUS), то реактивная сила $F = 0,129 \cdot 10^{-6} \text{ Н}$. Тогда ускорение DSC в 2200 кг составит $0,584 \cdot 10^{-1} \text{ м/с}^2$, что в 1,5 раза больше максимальной силы гравитационных возмущений.

Очевидно, что описанные выше возмущения увеличиваются возмущениями, возникающими в результате разницы ускорений, обусловленной отношением площади поперечного сечения к массам DSC и MSC. Из этого следует основное требование к конструкции космических аппаратов группировки: стремиться к одинаковой облученности, порождающей ускорения, обоих космических аппаратов по крайней мере для расчетов взаимоположения и угловой ориентации.

Такие системы космического аппарата, как системы ориентации и управления двигательной установкой, так же как и охлаждающие устройства являются источниками дополнительных возмущений вследствие утечки газа сгорания. Оценить данные ускорения можно анализом предыдущих миссий. Условимся считать данные возмущения пренебрежительно малыми по сравнению с возмущениями, возникающими в результате солнечного излучения.

Управление группировкой XEUS посредством солнечных парусов

Пусть управление ориентацией космических аппаратов XEUS осуществляется традиционным способом, т. е. посредством гидразиновых ракетных двигателей малой тяги и маховиков. Периодическое включение реактивных двигателей — полный импульс (1 м/с) раз в год для каждого и корректирующие маневры 1—2 раза в месяц, обеспечивают поддержание аппаратов на орбите около точки либрации [6], что возвращает аппараты в первоначальные заданные положения с известной точностью.

Для поддержания и постепенного изменения взаимоположения космических аппаратов предлагается использовать другой инструмент [7] (рис. 1) — три плоские поверхности, смонтированные под углом Ψ друг к другу, которые выполняют роль солнечного паруса. Каждая поверхность состоит из двух слоев (рис. 2): первый слой представляет собой жидкокристаллическую пленку, прозрачность которой изменяется при подаче электрического напряжения (пленка становится непрозрачной); второй слой находится под первым (относительно Солнца) — это зеркально отражающая фольга.

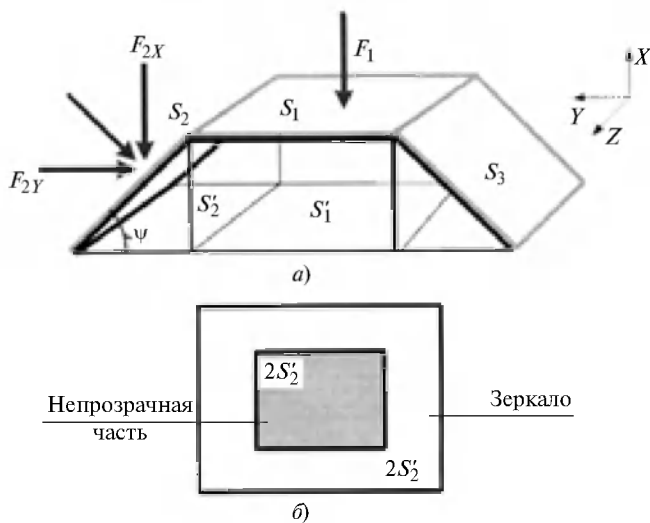


Рис. 1. Структура солнечного паруса (а) и расположение прозрачных и непрозрачных участков (б)

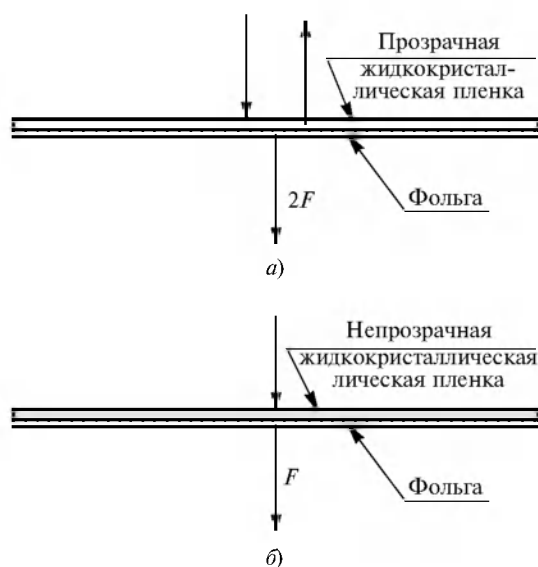


Рис. 2. Схема работы солнечного паруса

Если напряжение подать на первый слой, он станет непрозрачным. В идеале парус будет поглощать солнечное излучение, вектор результирующей силы будет направлен вдоль вектора скорости падающих фотонов. При отсутствии напряжения (пленка прозрачная) фольга является отражающей поверхностью, вектор результирующей силы ортогонален поверхности паруса.

Будем считать, что $\Psi = 45^\circ$. Номинальной (управляющие воздействия отсутствуют) будем считать ситуацию, когда поверхность S_1 полупрозрачная, а поверхности S_2 и S_3 непрозрачные. Снятие напряжения с поверхности S_2 не изменит проекцию F_{2X} , однако проекция F_{2Y} , до этого момента равнявшаяся нулю, будет иметь вид: $F_{2Y} = F_{2X} = -kS'_2$, что вызовет ускорение вдоль оси Y . Очевидно, что

применив это к поверхности S_3 , можно изменить направление вектора ускорения на противоположное.

Если необходимо получить вектор ускорения, направленный в сторону $+X$, то достаточно изменить соотношение прозрачной и непрозрачной частей поверхности S_1 , увеличив непрозрачную часть. Максимальная сила для случая, представленного на рис. 1, составляет $F_X = 2kS'_2$.

Другими словами подача напряжения на всю поверхность S_1 изменяет проекцию вектора силы по оси X : $F_X = +2kS'_2$. В противном случае (поверхность S_1 не находится под напряжением) получим: $F_X = -2kS'_2$.

Увеличение числа наклонных поверхностей, полученных вращением поверхностей S_2 и S_3 на 90° вокруг оси X , обеспечивает ускорение по оси Z .

Для определения площади парусов предположим, что ошибка в определении силы солнечного излучения составляет $\pm 10\%$. Предполагается, что площадь солнечных батарей DSC для данного электрического напряжения составляет 12 м^2 , площадь полного поперечного (ортогонального относительно направления к Солнцу) сечения — 15 м^2 . Тогда в предположении о полном поглощении фотонов сила солнечного излучения (противоположна направлению на Солнце) составит $6,75 \cdot 10^{-5} \text{ Н}$. Следовательно, для компенсации силы солнечного излучения достаточно $S_1 = 3 \text{ м}^2$.

Принимая во внимание необходимость выполнения медленных маневров и обеспечения некоторого запаса прочности, площадь S_1 парусов следует увеличить. Так, при площади в 6 м^2 в идеальном случае есть возможность вращения линии наблюдения в плоскости эклиптики на $0,25^\circ$ в течение 3 ч с нулевой конечной скоростью.

Как отмечалось ранее, космические аппараты должны быть приведены в соответствие друг с другом для получения в номинальном случае равных ускорений, обусловленных солнечным излучением. Для этого площадь поперечного сечения MSC должна быть увеличена, так как первоначально отношение площади поперечного сечения к массе MSC в 2 раза меньше этой величины для DSC (с учетом солнечных парусов DSC). Добиться этого можно установкой солнечных парусов на MSC.

Если паруса изготовлены с использованием жидкокристаллической пленки, также как и для DSC, то скорость маневра (изменение направления линии наблюдения) группировки автоматически возрастает. Примерно площадь зеркальных отражающих парусов для MSC должна составить 10 м^2 . Используя предлагаемые паруса для маневров, можно добиться увеличения скорости вращения линии наблюдения в 2 раза. Большой интерес, с точки зрения управляемости, представляют также сферические паруса с жидкокристаллической пленкой [8].

Таким образом, возмущения, вызываемые градиентом силы тяжести, сравнительно малы, однако

их нельзя не учитывать при оперативном управлении положением аппаратов группировки относительно друг друга. Возмущения, вызываемые солнечным излучением, включая реактивные силы, порождаемые излучением самого космического аппарата, могут быть в 30 раз выше, чем градиент ускорения свободного падения, если не принять специальных мер. Даже силы, возникающие вследствие передачи телеметрии остроуправленной антенной, можно сравнить с гравитационными возмущениями.

Солнечные паруса с управляемой отражательной способностью можно использовать для поддержания требуемого взаимоположения космических аппаратов группировки, двигающейся вблизи коллинеарной точки либрации L2 системы Солнце—Земля. Их применение наиболее эффективно, если они установлены на обоих космических аппаратах. Площадь парусов для каждого космического аппарата не превышает 10 м².

Если масса каждого аппарата составляет ≈2200 кг, то для удержания аппаратов в заданном положении относительно друг друга на расстояниях до 100 м достаточно на каждый из аппаратов группировки установить парус площадью 10 м².

При этом суммарные затраты возмущающего воздействия сравнительно невелики, что дает возможность использовать данный метод управления.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ

1. **Международное** сотрудничество ученых по программе пилотируемых полетов для исследования солнечной системы и планетарной защиты / Д. У. Данхэм, Е. Н. Чумаченко, Р. Р. Назиров, Н. А. Эйсмонт // Вестник РАН. 2012. Т. 12. № 4. С. 82—92.
2. **Применение** информационных и космических технологий в задачах о движении небесных объектов / Е. Н. Чумаченко, В. П. Кулагин, Р. Р. Назиров, Н. А. Эйсмонт // Информатизация образования и науки. 2011. № 3(11). С. 178—187.
3. **Dunham D. W., Farquhar R. W.** Libration Point Missions // Conference "Libration Point Orbits and Applications". World Scientific. Gomez Ed. G., Lo M. W., Masdemont J. J. Aiguablava. Spain. 2002. P. 45—73.
4. **James Ed. By, Wertz R., Reidel D.** Spacecraft Attitude Determination and Control. Publishing Company, 1978. P. 129—130, 570—573.
5. **Hechler M., Cobos J.** Herchel, Planck and Gaia Orbit Design // Conference "Libration Point Orbits and Applications". World Scientific. Gomez Ed. G., Lo M. W., Masdemont J. J. Aiguablava, Spain. 2002. P. 115—135.
6. **Eismont N., Nazirov R.** Solar Sails as a Tool for Spacecraft Motion Control Near Solar-Terrestrial Libration Points // 18th International Symposium on Space Flight Dynamics. Munich. ESA-SP 548. P. 123—127.
7. **Nazirov R., Eismont N.** Small solar sails with variable reflectivity as a tool for XEUS formation control. M.: SRI of RAS, Pr-2142. 2008. 18 p.
8. **О задаче** моделирования и управления шарообразными космическими парусами / Е. Н. Чумаченко, Д. У. Данхэм, Р. Р. Назиров и др. // Вестник ТГТУ. 2011. Т. 17. № 4. С. 1044—1052.

Вниманию авторов

Не допускается предлагать к публикации уже опубликованные или намеченные к публикации в других журналах материалы.

Статьи в редакцию можно присылать на e-mail: vestmash@mashin.ru. В случае пересылки статьи почтой кроме текста, напечатанного на белой бумаге формата А4 на одной стороне листа через 1,5—2 интервала 14-м кеглем, необходимо прикладывать электронную версию (шрифт Times New Roman в Microsoft Word, 14 кегль, расстояние между строк 1,5).

К статье прилагаются:

1) акт экспертной комиссии, подтверждающий, что статья не содержит материалов, входящих в перечень сведений, отнесенных к государственной тайне Указом Президента РФ № 1203 от 30.11.1995 г., и может быть опубликована в открытой печати;

2) аннотация (1—3 предложения) и ключевые слова;

3) сведения об авторах (фамилия, имя, отчество, место работы, должность, ученая степень, адрес, e-mail, телефон).

Объем статьи не должен превышать 20 страниц (с рисунками и таблицами). Все страницы должны быть пронумерованы. Рисунки и таблицы давать после текста.

Представляя статью в редакцию для публикации, авторы выражают согласие с тем, что:

1) статья может быть переведена и опубликована на английском языке;

2) после публикации в журнале материал может быть размещен в Интернете;

3) авторский гонорар за публикацию статьи не выплачивается.

Редакция оставляет за собой право сообщать автору о результатах рецензирования без предоставления рецензии.

Представленные в редакцию материалы обратно не высылаются.

Минимальный срок публикации — 4 месяца со дня предоставления рукописи в редакцию при соблюдении всех изложенных выше требований (обусловлен технологическим процессом).