

РАЗРАБОТКА БЫСТРОДЕЙСТВУЮЩЕГО ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА РАСЧЕТА ТРАЕКТОРИИ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЯ ЛУНЫ С ВИЗУАЛИЗАЦИЕЙ РАСЧЕТОВ

© О. А. Сердюк, В. А. Ижко, Е. В. Аржанников

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

Розглядається спосіб виведення малих супутників зв'язку на геостационарну орбіту з використанням гравітаційного поля Місяця. Запропоновано використовувати для проектних розрахунків гравітаційного маневру розроблене програмне забезпечення.

Среди всех типов космических аппаратов наиболее дорогостоящими при создании, запуске и эксплуатации являются спутники связи, запускаемые на геостационарную орбиту (ГСО). Эти спутники находятся на суточной экваториальной (синхронной) круговой орбите Земли. Период обращения этих спутников в точности равен одним звездным суткам, и в идеальном случае каждый из них должен всегда находиться над одной и той же точкой земного экватора, что удобно для создания систем связи. Стоимость создания такого спутника доходит до 500 млн долларов США, стоимость запуска его на орбиту составляет до 100 млн долларов США. Однако этот же класс космических систем стоит первым по эффективности коммерческого применения.

Современное состояние космических систем связи характеризуется появлением нового класса спутников. Это прежде всего малые спутники связи массой 500 кг с количеством бортовых трансляторов 5—7. Такая тенденция вызвана тем, что многие пользователи услуг отказались от применения больших, дорогостоящих спутников массой 2000—2500 кг с количеством трансляторов до 20—25. Для многих стран для покрытия услугами связи своей территории оказывается вполне достаточно применять малые и более дешевые спутники.

В настоящее время для запусков тяжелых спутников на ГСО применяются дорогостоящие ракеты-носители (РН) «Зенит-3SL», «Протон», «Ариан-4», «Ариан-5», «Дельта» и др. В связи с появлением малых спутников связи возникает проблема поиска относительно недорогих средств их запуска на орбиту с применением РН легкого класса (например,

конверсионные РН «Днепр», «Рокот» и др). В классе легких РН ракета-носитель «Днепр» обладает высокими энергетическими характеристиками при выведении на низкую околоземную орбиту ожидания, относительно невысокой ценой запуска, высокой надежностью и совершившая уже несколько успешных коммерческих пусков.

Самой энергетически выгодной точкой старта РН для запуска КА на ГСО является запуск РН с космодромов, расположенных в приэкваториальной зоне, например стартовая платформа «Одиссей», космодром Алякантара (Бразилия). Но исходя из экономической целесообразности пуски РН «Днепр» и других конверсионных РН могут осуществляться только со штатных пусковых установок России или с пусковых установок на космодромах «Плесецк» и «Байконур», расположенных на территории России и Казахстана и имеющих значительные удаления от экватора, что не позволяет без поворота плоскости орбиты вывести КА на орбиты с нулевым наклоном. Пуски КА на ГСО с этих пусковых установок приводят к дополнительным затратам энергетики РН для разворота плоскости орбиты КА в плоскость экватора, при этом имеет место следующие схемы вывода КА на ГСО с орбиты ожидания высотой 300 км и наклоном $i = 65^\circ$:

Схема 1 (двухимпульсный переход). Для вывода КА на ГСО орбитальным блоком (ОБ) используется промежуточная эллиптическая орбита. После сообщения ОБ первого импульса ΔV_1 , который дается в момент пересечения ОБ с плоскостью экватора, получается промежуточная орбита, с высотой апогея равной высоте ГСО. В апогее проме-

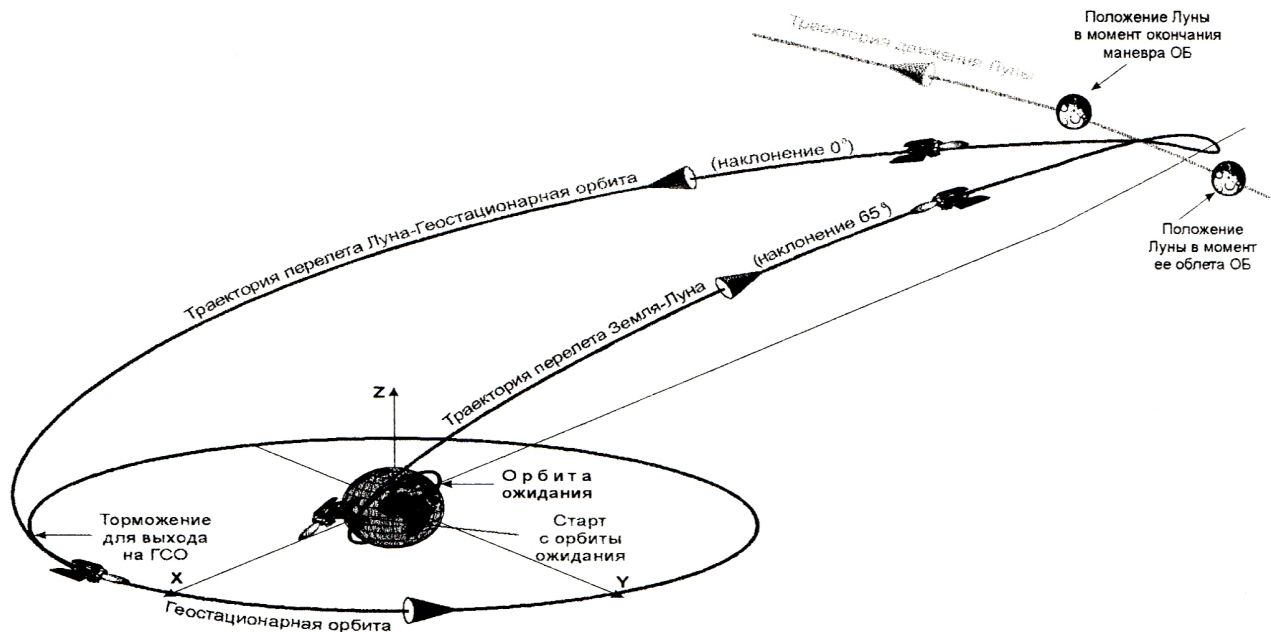


Рис. 1. Схема выведения КА на геостационарную орбиту

жуточной орбиты для доразгона ОБ до требуемой круговой скорости и поворота плоскости орбиты в плоскость экватора сообщается второй, последний импульс ΔV_2 . При этом приращение суммарной характеристической скорости необходимой для выхода на ГСО составляет около 5220 м/с.

Схема 2 (трехимпульсный переход). Для вывода КА на ГСО ОБ используются две промежуточные эллиптические орбиты. После сообщения ОБ первого импульса ΔV_1 , который дается в момент пересечения ОБ с плоскостью экватора, получается первая промежуточная орбита, с высотой апогея больше радиуса ГСО. В апогее промежуточной орбиты для поворота плоскости орбиты в плоскость экватора к ОБ прилагается второй импульс ΔV_2 . При сообщении этого импульса получается вторая переходная орбита и осуществляется большая часть суммарного изменения наклонения, перигей изменяется до высоты ГСО. В перигее второй переходной орбиты для торможения ОБ до требуемой круговой скорости ГСО сообщается третий, последний импульс ΔV_3 . При этом приращение суммарной характеристической скорости необходимой для выхода на ГСО при высоте перигея и апогея первой промежуточной орбиты равной 300×400000 км составляет 4610 м/с.

Схема 3 (использование гравитационного поля Луны). В 1967 г. профессор В. В. Ивашкин предложил при формировании второй переходной орбиты ОБ использовать гравитационное поле Луны, и благодаря этому сократить затраты топлива на выведение [3, 4]. Тогда схема полета будет следующей (рис. 1). После сообщения ОБ первого импульса ΔV_1 , который задается в момент пересечения ОБ с плоскостью экватора, получается промежуточная орбита с высотой апогея больше радиуса орбиты Луны. Это сильно вытянутая эллиптическая орбита направленная к Луне. После облета ОБ Луны и выхода из ее действия ОБ движется к Земле примерно в плоскости экватора по орбите, перигей которой равен высоте ГСО. В перигее второй промежуточной орбиты, для доразгона ОБ до требуемой круговой скорости, сообщается второй импульс ΔV_2 , и ОБ переходит на ГСО. В. В. Ивашкин показал, что при начальном наклонении орбиты ожидания около 50° , использование гравитационного поля Луны уменьшает суммарную скорость выведения КА на геостационарную орбиту на 200–300 м/с по сравнению с оптимальным трехимпульсным переходом. При больших начальных наклонениях орбиты ожидания использование гравитационного поля Луны при ее облете позволяет пол-

учить еще больший выигрыш энергетики при выведении КА на геостационарную орбиту.

Применительно к рассматриваемой задаче мы разработали программное обеспечение (ПО) [5] в системе визуального объектно-ориентированного программирования Delphi. В разработанном ПО реализована модель движения трех тел: Земли,

Луны, ОБ. При этом влиянием ОБ на движение Луны и Земли пренебрегаем. А поскольку продолжительность активных участков полета ОБ по сравнению с продолжительностью пассивного участка на несколько порядков меньше, то в рассматриваемом ПО принято, что приращение скорости ОБ осуществляется мгновенно. Расчет траектории ОБ на пассивном участке полета осуществляется путем численного интегрирования следующей системы дифференциальных уравнений движения ОБ в лунногеоцентрической системе координат (ЛГСК):

$$\dot{V}_x = -\frac{\mu_z x}{r^3} + \frac{\mu_z(x_a - x)}{\rho^3} - \frac{\mu_z x_a}{a_a^3},$$

$$\dot{V}_y = -\frac{\mu_z y}{r^3} + \frac{\mu_z(y_a - y)}{\rho^3} - \frac{\mu_z y_a}{a_a^3},$$

$$\dot{V}_z = -\frac{\mu_z z}{r^3} - \frac{\mu_z z}{\rho^3},$$

$$\dot{x} = V_x,$$

$$\dot{y} = V_y,$$

$$\dot{z} = V_z,$$

где x, y, z — координаты ОБ в ЛГСК, x_a, y_a, z_a — координаты Луны в ЛГСК, μ_z, μ_a — гравитационные постоянные Земли и Луны соответственно, r — расстояние ОБ до центра Земли, ρ — расстояние ОБ до центра Луны.

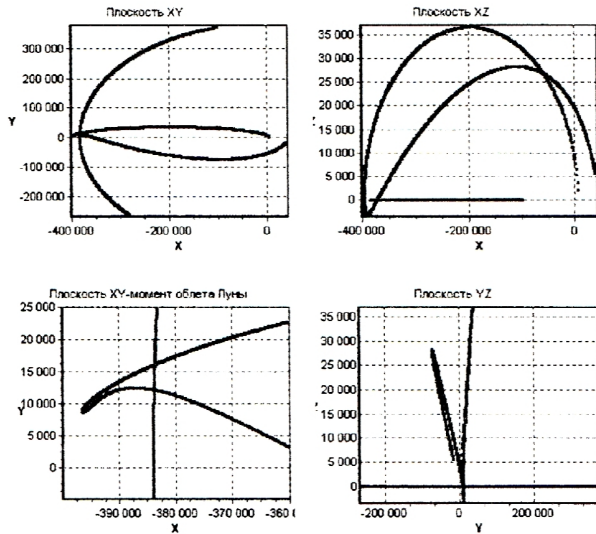


Рис. 2. Интерфейс ПО



Рис. 3. Схема иерархии программного обеспечения

ПО позволяет рассчитать момент и время старта, координаты точки старта ОБ с орбиты ожидания, координаты точки нахождения Луны в момент старта ОБ, траекторию движения ОБ и Луны, выбрать время перелета ОБ к Луне, необходимое приращение скорости для формирования траектории полета ОБ к Луне и приращение скорости для формирования ГСО.

В ПО реализовано графическое отображение на экране монитора траекторий взаимного движения ОБ и Луны, что позволяет проследить ход изменения траектории ОБ в процессе выведения КА на ГСО, в том числе при близком облете Луны. Результаты расчета выводятся в отдельный файл в виде таблиц в абсолютной геоцентрической системе координат или в ЛГСК. На рис. 2 приведен фрагмент интерфейса разработанного ПО, где показана траектория полета ОБ и Луны в ЛГСК в трех проекциях: XY , XZ , YZ . Для проекции XY показана вся траектория полета ОБ и ее фрагмент для момента облета Луны. Расчет траектории занимает 20—40 с машинного времени. На рис. 3 приведена укрупненная схема иерархии ПО расчета траектории выведения КА на геостационарную орбиту с использованием гравитационного поля Луны.

Результаты проведенных расчетов на разработанном ПО согласуются с результатами, полученными В. В. Ивашкиным. Об этом свидетельствует оценка эффективности использования гравитационного поля Луны при выведении ОБ с использованием эллиптической орбиты с высотой апогея, близкой к высоте отбиты Луны. Оценка приведена для высоты апогея промежуточной орбиты, равной 394000 км. Во время движения ОБ в окрестности Луны (384000 км) ее гравитационное поле изменяет параметры переходной орбиты ОБ с высоты перигея

300 км и апогея 394000 км на высоту перигея 36000 км и апогея 548000 км. При этом также изменяется наклонение плоскости орбиты с $i = 65^\circ$ до $i \approx 0^\circ$, так как Луна в это время находится в околоэкваториальной плоскости Земли. Переход ОБ на ГСО происходит в перигее полученной орбиты. Суммарные затраты характеристической скорости, необходимой для перевода ОБ с орбиты ожидания на ГСО, составляют около 4225 м/с. Таким образом, выведение КА на ГСО с использованием гравитационного поля Луны позволяет уменьшить потребное суммарное значение характеристической скорости на 385 м/с по сравнению с трехимпульсным переходом, использующим данную высокоэллиптическую орбиту.

Разработанное ПО в дальнейшем может быть усовершенствовано добавлением процедуры расчета активного участка работы ОБ. Это позволит использовать ее при проектных расчетах по выбору конструктивных параметров ОБ. Данное ПО после некоторых доработок можно использовать и в других исследованиях, связанных с облетом Луны.

1. Архангельский А. Я. Программирование в Delphi 5. — М.: Изд-во БИНОМ, 2000.—1072 с.
2. Дубошин Г. Н. Небесная механика. — М.: ФМЛ, 1968.
3. Ивашкин В. В., Тупицын Н. Н. Об использовании гравитационного поля Луны для выведения КА на геостационарную орбиту спутника Земли. — М.: ИПМ АН СССР, 1970.
4. Ивашкин В. В. Оптимизация космических маневров. — М.: Наука, 1975.
5. Технический отчет по программному обеспечению проектных расчетов траекторий выведения КА на геостационарную орбиту с использованием гравитационного поля Луны. Ч. 1. Математическая модель и программа задачи в импульсной постановке. Днепр 21.14320.1130Т. — Днепропетровск, 2002.—67 с.—(Отчет инв. 58518 кб).
6. Субботин М. Ф. Курс небесной механики. — М.: Наука.— Т. 2.