

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ПРИ ГРУППОВОМ ВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СИСТЕМЫ «GLOBALSTAR»

© В. И. Иванова, А. М. Иванов

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

Описано основні принципи схеми виведення на орбіту дванадцяти космічних апаратів системи «Globalstar» ракетою-носієм «Зеніт-2» без застосування додаткового ступеня розведення.

В связи с созданием достаточно мощных ракет-носителей и продолжающейся в настоящее время тенденцией к уменьшению веса и размеров космических аппаратов (КА) очень актуальной является задача группового выведения КА. Такая задача уже решалась на различных ракетах-носителях с помощью специальных разгонно-разводящих ступеней либо при последовательном отделении КА от конечной ступени.

Новое качественное развитие получила идея группового выведения при проектировании схемы отделения двенадцати КА системы «Globalstar». Перед разработчиками стояла задача проектирования схемы разведения с использованием существующих возможностей ракеты-носителя и системы управления. Скорости отделения КА были ограничены значением 1.3 м/с. Схема выведения КА должна обеспечивать вероятность безударного орбитального движения элементов орбитальной группировки с учетом всех возмущающих факторов (ошибок системы ориентации и стабилизации, импульса последствия рулевого двигателя второй ступени, возможных маневров КА на орбите и т. д.) — не менее 0.995.

Выбранная в результате тщательных проработок схема обеспечивает выведение двенадцати КА весом 450 кг каждый на околокруговую орбиту высотой 920 км и наклоном 52°. При этом на конец активного участка обеспечивается угол атаки, примерно равный -35°.

Космические аппараты располагаются на диспенсере второй ступени в 3 яруса по 4 КА в каждом: U — верхний, M — средний и L — нижний. Для того чтобы обеспечить ненулевые проекции скоростей отделения КА на начальную орбитальную скорость, космические аппараты устанавливаются в положение, при котором плоскости их отделения будут наклонены к плоскостям стабилизации вто-

рой ступени под определенным углом γ (рис. 1). КА отделяются перпендикулярно к продольной оси второй ступени по ярусам. Ярус U — через 6 с после выключения рулевого двигателя второй ступени, ярусы M и L — с разрядкой в 2 с. В системе отделения используется всего четыре типа толкателей. КА яруса U отделяются с относительной скоростью 1.3 м/с, два КА: M2, M4 — со скоростью 1.1 м/с; аппараты M1, M3 и L2, L4 — 0.8 м/с, оставшиеся два КА яруса L — 0.4 м/с. Номинально система отделения безмоментна, поэтому не требуется стабилизации второй ступени после отделения каждого яруса. Схема разведения с обозначенными выше параметрами обеспечивает различные периоды обращения всех элементов орбитальной группировки, что, в свою очередь, обеспечивает их безударное взаимное расхождение друг относительно друга. Временная схема, значение угла γ и скоростей отделения КА были выбраны из соображений максимальной скорости расхождения КА за виток и минимизации влияния возмущающих факторов на процесс отделения, а следовательно, минимизации вероятности сближения объектов на критические расстояния. Временной интервал между отделением ярусов введен для обеспечения безопасности движения КА на начальном участке.

Для того чтобы иметь наглядную картину относительного движения КА и отделяющейся части (ОЧ) второй ступени, введем в рассмотрение орбитальную связанную со ступенью систему координат (ОССК): начало координат O — в центре масс ОЧ, ось OX — по трансверсали, ось OY — по радиус-вектору ОЧ от Земли, ось OZ дополняет систему до правой.

На рис. 2 и 3 даны проекции траекторий движения КА на плоскости XY и YZ ОССК соответственно в течение 8000 и 2000 с от момента отделения КА. Видно, что на начальном участке КА движутся

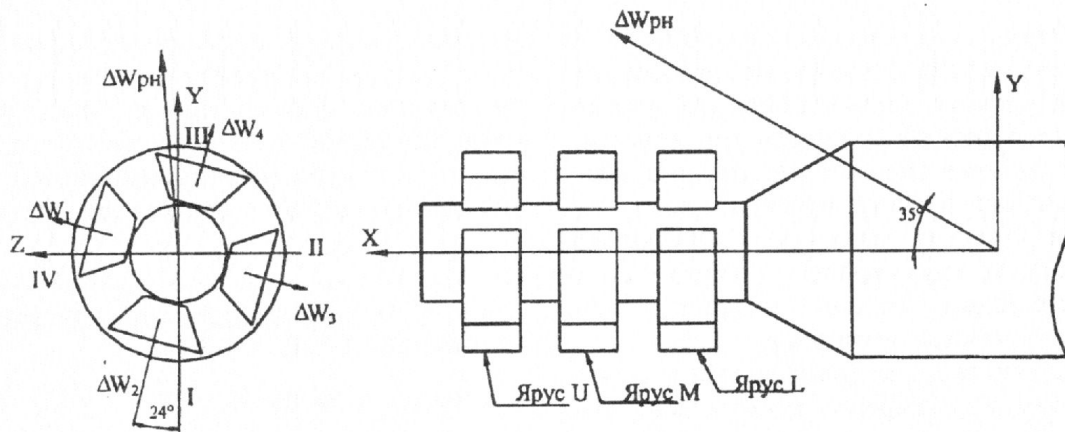


Рис. 1. Схема установки КА на диспенсере второй ступени РН

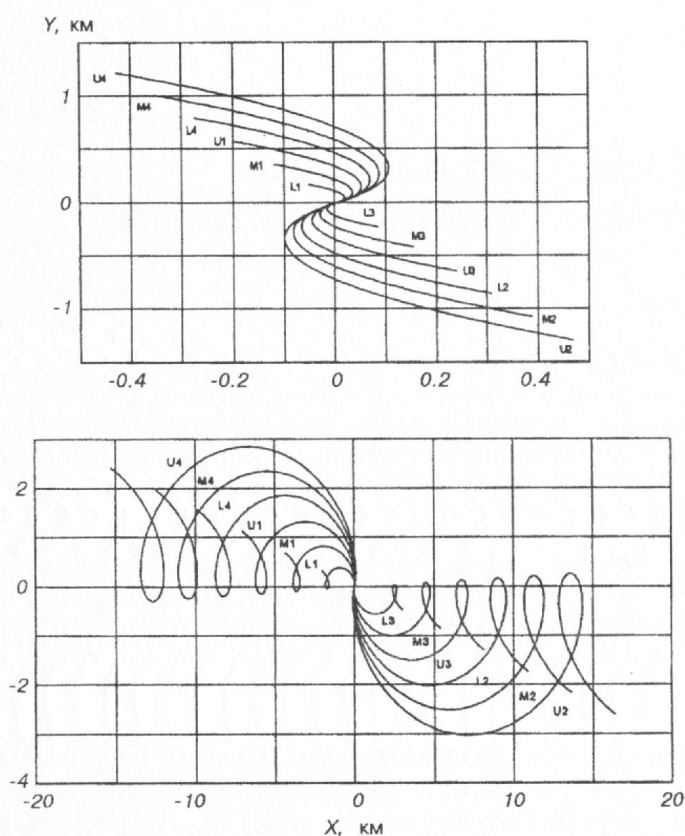


Рис. 2. Проекция траекторий движения КА на плоскость XY ОССК

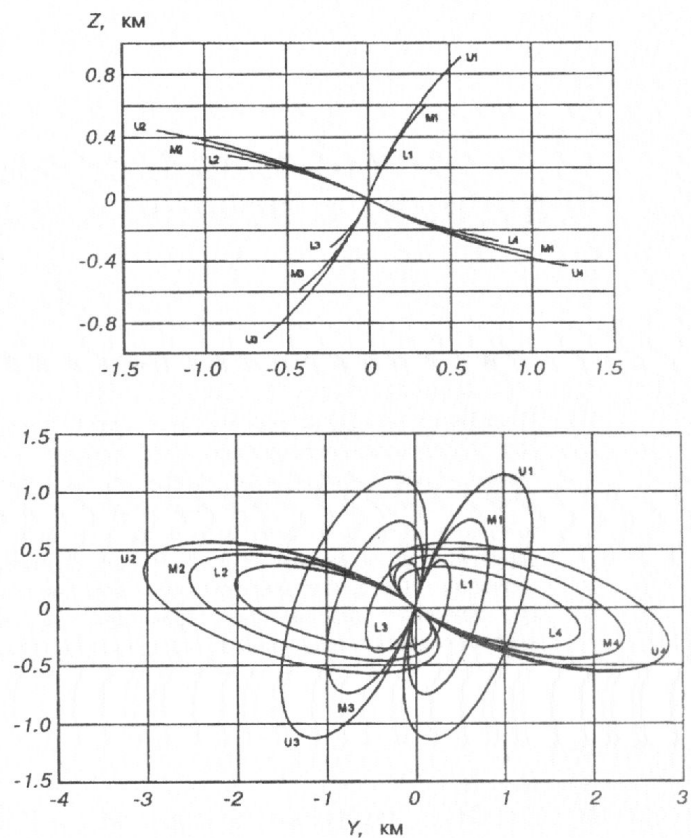


Рис. 3. Проекция траекторий движения КА на плоскость YZ ОССК

относительно второй ступени в сторону подачи импульса отделения. Однако, начиная с некоторого момента времени, шесть космических аппаратов, получивших положительные добавки к орбитальной скорости, пройдя выше ступени, начнут отставать от нее. Другая шестерка КА, пройдя ниже, будет опережать ступень. К концу первого витка все объекты орбитальной группировки выстроятся вдоль орбиты отделяющейся части в определенном

порядке, который будет сохраняться и в дальнейшем полете. Смещения КА в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты ОЧ второй ступени (рис. 3), носят периодический характер, и его максимальное значение равно 1.3 км, смещение КА по радиусу-вектору — около 3 км. Элементы орбитальной группировки (при номинальных условиях отделения) расходятся равномерно со скоростью, примерно равной 2 км за виток.

Следует отметить, что схема разведения КА «Globalstar» чувствительна к возмущающим факторам, так как основана на малых разностях проекций скоростей отделения на орбитальную скорость. Поэтому при разработке схемы было создано программное обеспечение расчета вероятностных характеристик параметров взаимного движения объектов орбитальной группировки с учетом полной модели возмущений. Модель включает в себя 63 независимые случайные величины.

Методом статистического моделирования получено, что вероятность несовпадения космических аппаратов орбитальной группировки равна 0.997.

Система отделения успешно прошла функциональные испытания. Несмотря на то, что провести

обработку схемы в реальном полете не удалось из-за аварии на активном участке, методология, программное обеспечение и опыт, полученный в процессе разработок, позволяет создавать различные схемы группового выведения КА без применения дополнительных средств разведения.

ORBITAL MOTION PROJECT FOR GLOBALSTAR-SYSTEM SPACECRAFT GROUP LAUNCH

V. I. Ivanova, A. M. Ivanov

A principal lay-out of 12 Globalstar-system spacecrafts group launch by Zenit-2 Launch Vehicle without additional post-boost stage is described.

УДК 62-50

О ЧАСТИЧНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКА С ПОМОЩЬЮ ДВУХ УПРАВЛЯЮЩИХ МОМЕНТОВ

© А. Л. Зуев

Інститут прикладної математики і механіки НАН України, Донецьк

Досліджується задача стабілізації положення рівноваги відносно частини змінних для системи звичайних диференціальних рівнянь типу Ейлера — Пуассона, що описує рух супутника як абсолютно твердого тіла навколо його центра мас в обмеженій постановці. Розглянуто два випадки: керуючі моменти створюються реактивними двигунами орієнтації; керування реалізується за допомогою пари маховиків. Для розв'язання задачі про часткову стабілізацію доведена теорема, яка дозволяє побудувати керування зі зворотним зв'язком за допомогою функції Ляпунова системи з розімкнутим ланцюгом керування. На основі теореми отримано явний вираз функції зворотного зв'язку, яка вирішує задачу про одновісну стабілізацію. Проведено числове моделювання руху супутника при використанні запропонованого керування зі зворотним зв'язком.

1. ВВЕДЕНИЕ

Во многих задачах движение управляемого КА может быть описано системой обыкновенных дифференциальных уравнений следующего вида:

$$\dot{x} = f_0(x) + \sum_{i=1}^m u_i f_i(x) \equiv f(x, u), \quad (1)$$

где $x \in \mathbb{R}^n$ — фазовый вектор системы, $u \in \mathbb{R}^m$ — вектор управления; предполагается, что точка $x = 0$ является положением равновесия системы (1) при отключенном управлении, $f_0(0) = 0$.

Хорошо известно, что если система (1) имеет интеграл, то ее положение равновесия $x = 0$ не может быть асимптотически стабилизировано по всем фазовым переменным. В таких случаях воз-

можно лишь частичная стабилизация [4] — стабилизация положения равновесия по отношению к части фазовых переменных, малость которых обеспечивает нормальное функционирование объекта. Например, если система (1) описывает вращательное движение спутника с инерционными исполнительными органами, то в качестве стабилизируемых выбираются переменные, характеризующие угловую скорость и ориентацию тела-носителя (стабилизация по угловым скоростям реактивных маховых масс невозможна из-за наличия интеграла моментов).

В настоящей статье решается задача о частичной стабилизации спутника как абсолютно твердого тела, управляемого реактивными двигателями ориентации, а также задача для спутника, содержащего пару динамически симметричных маховиков.