

УДК 629.78

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОБЛЕМЫ БЕЗОПАСНОГО ПОЛЕТА НАНОСПУТНИКОВ ПРИ ИХ ВЫВЕДЕНИИ НА НИЗКИЕ ОРБИТЫ

Д. П. Аваряскин,

аспирант

И. В. Белоконов,

доктор техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С. П. Королева
(национальный исследовательский университет)

Верхние ступени ракет-носителей могут быть использованы для попутного запуска наноспутников. Решение поставленной задачи позволит обосновать возможность безопасного отделения наноспутников. В силу того, что после отделения основной полезной нагрузки орбитальная ступень приобретает угловую скорость, величина и направление которой заранее неизвестны, проведено стохастическое исследование, которое позволило разработать методику выбора параметров управления отделением (величину скорости и время отделения наноспутника), исключающих возможность возникновения соударения при последующем движении. Численные результаты приводятся для запуска с верхней ступени ракеты-носителя «Союз».

Ключевые слова — наноспутник, орбитальная ступень, ракета-носитель, полезная нагрузка, безопасное движение.

Введение

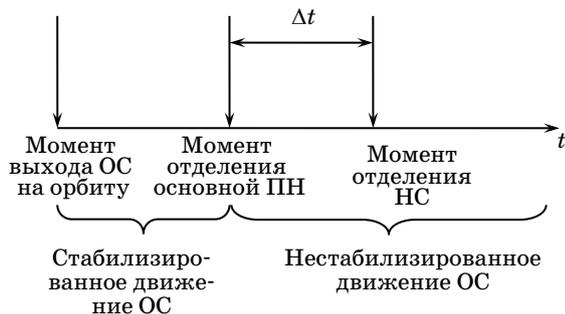
В настоящее время многие отечественные и зарубежные инновационные компании и университеты активно занимаются разработкой и созданием научно-образовательных наноспутников (НС). Такие спутники приобрели популярность благодаря тому, что их создание не требует значительных финансовых затрат, однако позволяет испытать в условиях космического пространства перспективные миниатюрные датчики и элементы бортовых систем, оригинальные технические решения прежде, чем их можно применять в дорогостоящих проектах космических аппаратов. Кроме того, участие молодежи в разработке и создании НС предоставляет уникальную возможность обучения студентов космическим технологиям на примере реального проекта. Однако вывод на орбиты и проведение летных испытаний являются большой проблемой, которая в основном решается попутным запуском с основной полезной нагрузкой (ПН). Попутный запуск существенно снижает финансовые затраты, а для его осуществления требуется создание устройства для отделения НС и выбор места его размещения.

Как правило, каждая ракета-носитель (РН) имеет резерв по массе выведения. В работе [1] было предложено использовать для этих целей отсек перехода от верхней ступени к головному обтекателю применительно к РН «Союз».

Верхние ступени РН обычно выводятся на околокруговую низкую орбиту, например, для орбитальной ступени (ОС) РН «Союз» геометрия орбиты составляет 190×240 км ($e=0,0038$), а для РН «Протон-М» — 170×230 км ($e=0,0046$) [2].

При отделении НС на таких орбитах время существования будет малым, однако для проведения кратковременных экспериментов (несколько суток) этого бывает достаточно. Так как на таких орбитах влияние атмосферы на движение значительно, а НС, основная ПН и ОС имеют разные баллистические коэффициенты, то существует опасность их столкновения.

Временная диаграмма процесса отделения основной ПН и НС представлена на рис. 1. Задержка по времени отделения НС (Δt) является самым важным параметром рассматриваемой задачи, так как в силу возникновения неконтролируемого движения ОС ориентация ее продольной оси будет неизвестна (соответственно, направление



■ **Рис. 1.** Временная диаграмма процесса отделения основной ПН и НС

отделения НС также будет заранее неопределенным).

В связи с этим возникает вопрос о выборе параметров отделения НС (скорости и времени отделения) из условия недопущения его столкновения с ОС и основной ПН.

В настоящее время неизвестен характер поведения ОС после отделения основной ПН, так как не предполагалось их дальнейшее использование. Так, например, для ОС РН «Союз» было проведено имитационное численное моделирование, которое позволило определить диапазон угловых скоростей в связанной системе координат, которые она приобретает после отделения основной ПН [3]:

$$\begin{aligned} \omega_x &= -(2,5 \pm 0,3) \text{ }^\circ/\text{с}; \\ \omega_y &= (0,0 \pm 2,5) \text{ }^\circ/\text{с}; \\ \omega_z &= (0,0 \pm 2,5) \text{ }^\circ/\text{с}. \end{aligned}$$

Случайный характер возникающего прецессионного движения, большой диапазон разброса проекций угловой скорости актуализирует проблему выбора параметров безопасного отделения НС, так как с учетом закономерности близкого относительного движения и влияния атмосферы возможно столкновение как с ОС, так и с отделяемой ПН.

Математическое описание относительного движения

Для исследования использовалась математическая модель относительного движения в орбитальной системе координат [4]:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2\dot{\theta}\dot{y} + \ddot{\theta}y - \dot{\theta}^2x + \frac{\mu}{R_0^3}x = P_x \\ \ddot{y} - 2\dot{\theta}\dot{x} - \ddot{\theta}x - \dot{\theta}^2y - \frac{\mu}{R^2} + \frac{\mu}{R_0^3}(y + R) = 0, \\ \ddot{z} + \frac{\mu}{R_0^3}z = 0 \end{cases} \quad (1)$$

где x, y, z — координаты НС относительно ОС в орбитальной системе координат;

$\mu = 398\,602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр Земли;

$$\dot{\theta} = \frac{\sqrt{\mu p}}{R^2} \text{ — выражение производной угла истинной аномалии;}$$

т.е. производной угла истинной аномалии;

$$\ddot{\theta} = -2e\sqrt{\frac{\mu}{p^3}} \cdot \dot{\theta} \sin \theta \text{ — выражение второй производной угла истинной аномалии;}$$

θ — угол истинной аномалии ОС (текущее положение на орбите);

$R_0 = [x^2 + (R+y)^2 + z^2]^{1/2}$ — радиус-вектор НС;

$R = p/(1 + e \cdot \cos \theta)$ — радиус-вектор ОС;

p — фокальный параметр орбиты;

e — эксцентриситет орбиты;

$P_x = a^{OC} - a^{\sin}$ — проекция аэродинамического ускорения;

$a^{НС} = S_b^{НС} \rho V^2$ — аэродинамическое ускорение НС;

$a^{ОС} = S_b^{ОС} \rho V^2$ — аэродинамическое ускорение ОС;

$\Delta Q = S_b^{ОС} - S_b^{НС}$ — разность баллистических коэффициентов ОС и НС;

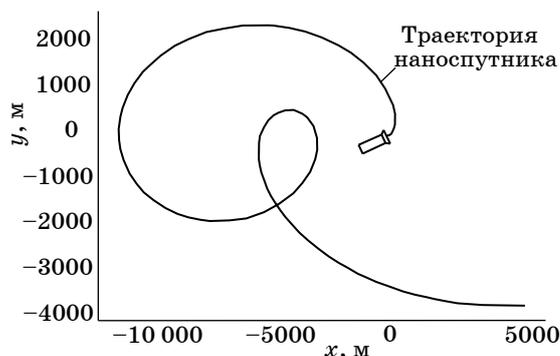
$S_b^{ОС}$ — баллистический коэффициент ОС;

$S_b^{НС}$ — баллистический коэффициент НС;

ρ — плотность атмосферы;

V — скорость набегающего потока.

Данная модель описывает движение НС или основной ПН относительно ОС, двигающейся по эллиптической орбите, в орбитальной системе координат (рис. 2), начало которой находится в центре масс ОС, ось Ox направлена по вектору орбитальной скорости, ось Oy направлена по радиусу-вектору ОС, ось Oz дополняет систему до правой. Особенности данной модели заключаются в том, что она описывает движение в центральном поле притяжения и учитывает воздействие атмосферы.



■ **Рис. 2.** Траектория НС относительно ОС в орбитальной системе координат

Для доказательства принципиальной возможности столкновения ОС и НС использовалась известная линеаризованная модель относительного движения для круговых орбит в орбитальной системе координат [5]:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2\omega\dot{y} = P_x \\ \ddot{y} - 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 y = 0, \\ \ddot{z} + \omega^2 z = 0 \end{cases} \quad (2)$$

где $\omega = \sqrt{\frac{\mu}{R^3}}$ — средняя угловая скорость движения ОС по круговой орбите.

Погрешность модели (2) относительного движения для круговых орбит по сравнению с моделью (1) с учетом эллиптичности представлена на рис. 3. Из рисунка можно сделать вывод: для того чтобы погрешность модели (2) не превышала 5 % на интервале времени, равном двум виткам, эксцентриситет эллиптической орбиты должен быть меньше 0,0121. То есть модель (2) может применяться для предварительного исследования относительного движения для орбит ОС «Союз» и «Протон» и выяснения возможности соударения на орбите. Данный интервал времени был выбран в связи с тем, что при дальнейшем движении действие гравитационных сил и возмущение атмосферы разводят тела на большое расстояние, и они не сближаются.

Предварительный анализ возможности столкновения НС и ОС

Система уравнений (2) имеет аналитическое решение [5], которое удобно использовать для оценки возможности однократного столкновения.

Для исследования было принято следующее условие столкновения двух тел (НС и ОС):

$$[(x(t^*)=0) \wedge (y(t^*)=0) \wedge (z(t^*)=0)],$$

т. е. в определенный момент времени t^* при движении в орбитальной системе координат НС вернется в начало координат, которое находится в центре масс ОС, при этом разность баллистических коэффициентов между ОС и НС и высота орбиты фиксированы. Данное условие не учитывает размеры ОС, и его выполнение показывает принципиальную возможность столкновения ОС и НС.

Таким образом, при начальных условиях $x_0=y_0=z_0=0$ аналитическое решение приобретает вид

$$\begin{cases} -\frac{2V_{y_0}}{\omega} - 3V_{x_0}t + \left(\frac{2V_{y_0}}{\omega} - \frac{4P_x}{\omega^2}\right)\cos(\omega t) + \\ + \frac{4V_{x_0}}{\omega}\sin(\omega t) - \frac{3}{2}P_x t^2 + \frac{4P_x}{\omega^2} = 0 \\ \frac{2V_{x_0}}{\omega} - \frac{2V_{x_0}}{\omega}\cos(\omega t) + \left(\frac{V_{y_0}}{\omega} - \frac{2P_x}{\omega^2}\right)\sin(\omega t) + \frac{2P_x}{\omega}t = 0 \\ \frac{V_{z_0}}{\omega}\sin(\omega t) = 0 \end{cases}$$

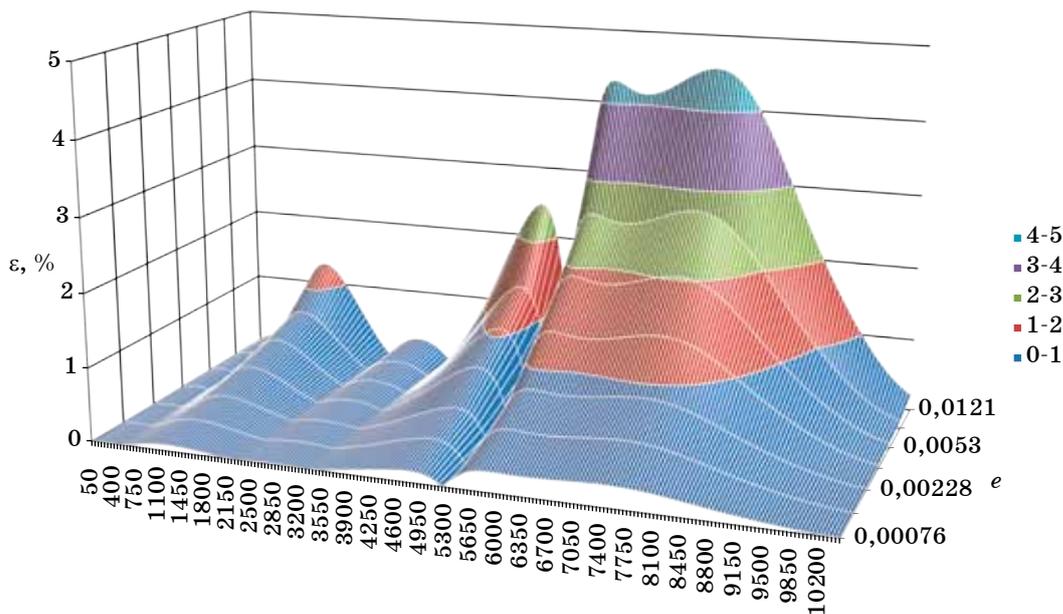
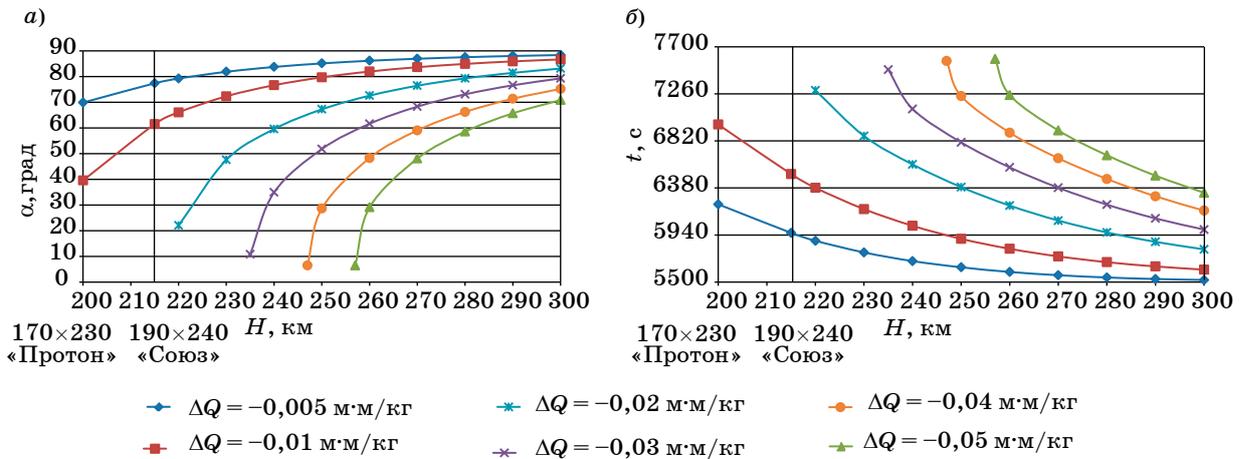


Рис. 3. Погрешность модели относительного движения для околокруговых орбит ε в зависимости от эксцентриситета орбиты e и времени движения t



■ Рис. 4. Зависимость времени столкновения (а) и ориентации тела, от которого происходит отделение (б), от высоты орбиты при $\Delta V = 1$ м/с

Рассматривается движение в плоскости орбиты, т. е. $V_{z_0} = 0$. Варьируя такими параметрами, как разность баллистических коэффициентов ΔQ , высота орбиты H , угол ориентации ОС (направление отделения НС) и скорость отделения НС ΔV , можно подобрать такие значения, которые удовлетворяют условию столкновения.

Исследовался диапазон высот от 200 до 300 км, так как на этих высотах влияние атмосферы существенно. Для каждой эллиптической орбиты можно подобрать эквивалентную по периоду круговую орбиту. Рассматривалось плоское движение на интервале времени двух витков полета. Результаты исследования представлены на рис. 4, а, б.

Эти графики можно применять для оценки возможности столкновения НС и ОС и определения момента времени, при котором оно возможно. Каждая точка на графиках соответствует набору параметров отделения, которые удовлетворяют условию столкновения НС и ОС в момент времени t^* . Таким образом, можно сделать вывод о том, что существует угроза столкновения НС и ОС на низких орбитах, и оно возможно на интервале времени, соответствующем от одного до полутора виткам.

Исследование вероятности попадания НС в окрестность ОС

Проведено исследование вероятности появления таких условий отделения НС, которые могут привести к вероятности его опасного сближения с ОС или основной ПН. Возникновение таких условий возможно в связи с тем, что после отделения основной ПН орбитальная ступень приобретает случайное значение угловой скорости, и в зависимости от интервала времени продольная ось

ОС займет заранее неизвестное положение в пространстве. Положение ОС определялось по модели регулярной прецессии (рис. 5).

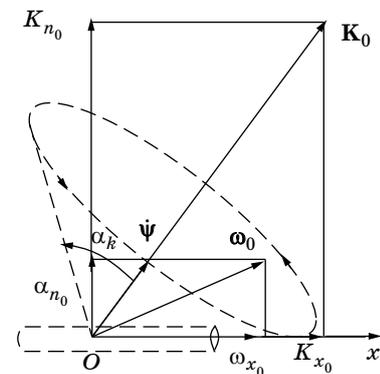
Из рисунка видно, что ОС будет поворачиваться вокруг вектора кинетического момента \mathbf{K}_0 по конусу с углом полураствора α_k . В зависимости от задержки отделения будет изменяться и угол ψ , на который повернется ОС относительно продольной оси. Для определения всех параметров поворота используются следующие формулы [6]:

$$\omega_{n_0} = \sqrt{\omega_{y_0}^2 + \omega_{z_0}^2}; K_{n_0} = I_n \omega_{n_0}; K_{x_0} = I_x \omega_{x_0};$$

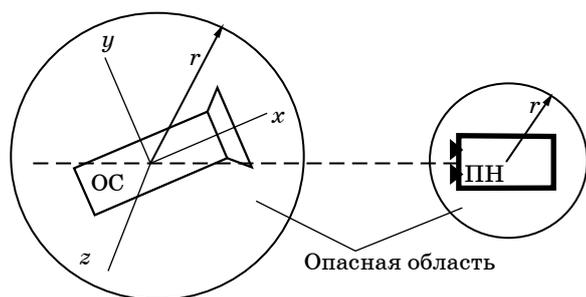
$$\mathbf{K}_0 = \sqrt{K_{x_0}^2 + K_{n_0}^2};$$

$$\alpha_k = \arcsin\left(\frac{K_{n_0}}{K_0}\right); \dot{\psi} = \frac{I_x \omega_{x_0}}{I_n \cos \alpha_k}; \psi = \dot{\psi} \cdot \Delta t,$$

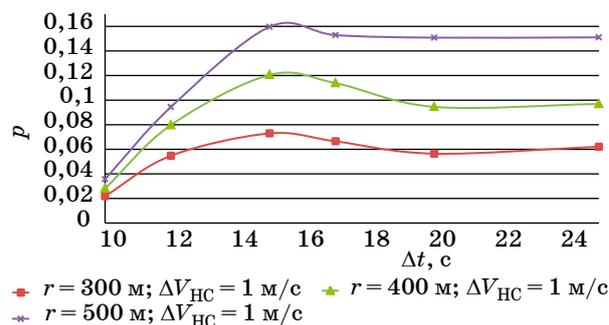
где K_{n_0} и K_{x_0} — проекции вектора кинетического момента \mathbf{K}_0 ; I_n — поперечный момент инерции ОС; I_x — продольный момент инерции ОС; ψ —



■ Рис. 5. Прецессия ОС



■ Рис. 6. Опасная область



■ Рис. 7. Вероятность попадания НС в опасную область вокруг ОС

угловая скорость прецессии ОС; Δt — задержка отделения НС.

Выполнена оценка вероятности попадания НС в опасную область вокруг ОС и основной ПН. Под опасной областью (рис. 6) понимается сфера заданного радиуса с центром, совпадающим с центром масс ОС или центром масс ПН (попадание НС в эту область будет считаться опасным сближением).

Для стохастического исследования в качестве примера был выбран случай отделения НС от орбитальной ступени РН «Союз», так как для нее определены диапазоны проекций угловых скоростей, которые она приобретает после отделения основной ПН. Использовался метод статистических испытаний (метод Монте-Карло). Была сформирована выборка из 10 000 случайных значений проекций угловой скорости ОС в предположении нормального и равномерного закона распределения, что соответствует погрешностям в вычислении оценок вероятностных характеристик, не превышающих 1 %. Равномерный закон распределения принимался для получения гарантированных оценок вероятностных характеристик.

Моделирование проводилось по математической модели относительного движения с учетом эллиптичности орбиты (1). Начальные условия принимались следующими: геометрия эллиптической орбиты 190×240 км, баллистический коэффициент ОС $S_b^{ОС} = 0,002$ м²/кг, баллистический коэффициент НС $S_b^{НС} = 0,01$ м²/кг, баллистический коэффициент основной ПН $S_b^{ПН} = 1,255 \cdot 10^{-3}$ м²/кг. В результате статистического моделирования были получены вероятности попадания НС в опасную область вокруг ОС в зависимости от ее радиуса и различных параметров отделения (рис. 7).

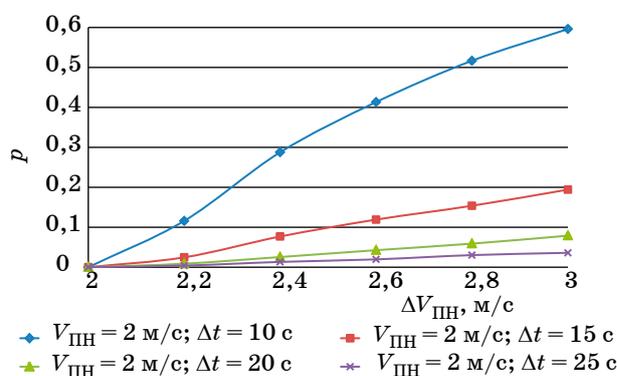
Исследованы случаи попадания НС в опасную область вокруг основной ПН. Проведено совместное моделирование относительного движения для НС и ПН. Основной ПН обычно являются космические аппараты с разгонными блоками

для перевода на целевые орбиты. Разгонный блок, как правило, включается через один виток после отделения от ОС, что исключает возможность столкновения на последующем интервале полета. Результаты исследования возможности столкновения НС и ПН на первом витке полета для равномерного закона распределения проекций угловой скорости ОС представлены на рис. 8.

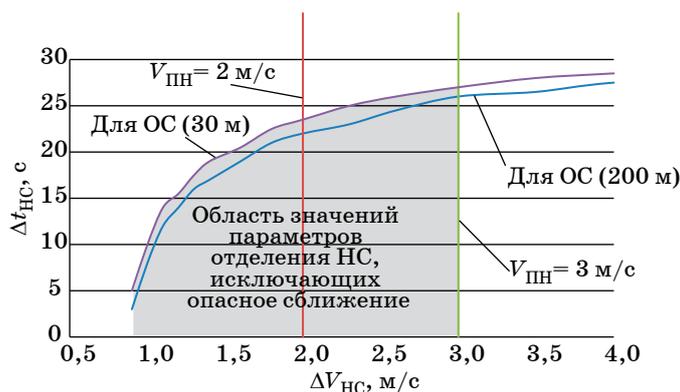
Таким образом, по графикам (см. рис. 7 и 8) можно оценить, с какой вероятностью НС может опасно сближаться с ОС или с основной ПН. Также из рис. 7 можно сделать вывод, что столкновение НС с основной ПН возможно, если скорость отделения НС будет больше скорости отделения ПН.

Определение допустимой области параметров отделения НС

Результаты статистического моделирования позволили сформулировать рекомендации к выбору начальных условий отделения НС. При этом принимался равномерный закон распределения проекций угловой скорости, которую приобретает ОС после отделения основной ПН; ОС РН



■ Рис. 8. Зависимость вероятности попадания НС в опасную область вокруг ПН от задержки отделения НС для равномерного закона



■ Рис. 9. Область безопасных параметров отделения НС

«Союз» совершает движение по орбите с параметрами 190×240 км.

Область безопасных условий отделения НС как для ОС РН «Союз», так и для ПН показана на рис. 9.

Заключение

В результате выполненной работы выделена область допустимых параметров отделения НС

с учетом случайного характера ориентации ОС. При этом скорости отделения должны быть не меньше 1 м/с, а задержка во времени отделения НС после отделения ПН не должна превышать 5 с (при скорости отделения 1 м/с) и 20 с (при предельной скорости отделения НС 2 м/с).

Развитая методика определения допустимой области параметров отделения НС может быть использована и для исследования условий безопасного отделения НС от верхней ступени РН «Протон».

Литература

1. Belokonov I. V., Kirilin A. N., Akhmetov R. N., Novikov V. N. Workability of “Soyuz” carrier rocket third stage for carrying out of research experiments and microsattellites launching // Shared Exploitation of Space Applications: Abstracts of the 1-st IAA Mediterranean Astronautical Conf., Tunis, 17–19 Nov., 2008. P. 14.
2. Proton Launch System Mission Planner’s Guide. Section 2. LKEB-9812-1990. Revision 7, July 2009. <http://www.ilslaunch.com/> (дата обращения: 20.01.2013).
3. Белоконов И. В., Круглов Г. Е., Трушляков В. И., Юдинцев В. В. Оценка возможности управляемого схода с орбиты верхней ступени РН «Союз» за счет

использования остатков топлива в баках // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. № 2(22). С. 105–111.

4. Bando M., Ichikawa A. Satellite formation and reconfiguration with restricted control interval // AIAA J. of Guidance, Control, and Dynamics. 2010. Vol. 33. N 2. P. 607–615.
5. Аппазов Р. Ф., Сытин О. Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников. – М.: Наука, 1987. – 440 с.
6. Belokonov I., Storozh A., Timbay I. Modes of motion of Soyuz orbital stage after payload separation at carrying out of the short-term research experiments // Advances in the Astronautical Sciences. 2012. Vol. 145. P. 99–107.