

ПРОГРАММА ОТДЕЛЕНИЯ ГРУППИРОВКИ НАНОСПУТНИКОВ ПРИ КЛАСТЕРНОМ ЗАПУСКЕ С ОРБИТАЛЬНОЙ СТУПЕНИ

Д. П. АВАРЯСКИН

*Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева,
(национальный исследовательский университет)
448086, Самара, Россия,
E-mail: avaryaskid@gmail.com*

Орбитальные ступени ракет-носителей могут использоваться в качестве платформы для попутного запуска как одного наноспутника, так и целого кластера. Формирование программы отделения наноспутников с орбитальной ступени позволит обосновать возможность безопасного движения наноспутников при их кластерном запуске, в силу того что после отделения основной полезной нагрузки орбитальная ступень приобретает угловую скорость, величина и направление которой заранее неизвестны. Проведено статистическое исследование, которое позволило разработать методику выбора параметров отделения наноспутников (скорость и время отделения), исключающих возможность соударения при последующем движении, а также разлета наноспутников друг от друга на заданное расстояние. Результаты статистического моделирования приводятся для случая запуска наноспутников с орбитальной ступени ракеты-носителя „Союз“.

Ключевые слова: группировка наноспутников, орбитальная ступень, ракета-носитель, кластерный запуск, безопасное движение, программа отделения

Введение. В настоящее время популярность кластерных запусков растет вместе с тенденцией использования космических аппаратов малых размеров, в том числе формата наноспутников (НС). Такие спутники приобрели популярность благодаря тому, что их создание не требует значительных финансовых затрат, однако позволяет провести летные испытания миниатюрных датчиков и элементов бортовых систем в условиях космического пространства прежде, чем применять их в дорогостоящих космических миссиях. Кроме того, участие студентов в разработке и создании НС предоставляет уникальную возможность для их обучения космическим технологиям на примере реального проекта.

Запуск сразу нескольких НС, совместно решающих целевую задачу, значительно расширяет область их применения. Однако вывод на орбиту в настоящее время осуществляется попутным запуском с основной полезной нагрузкой (ПН). В этом случае требуется создание устройства отделения НС и выбор места его размещения. Как правило, каждая ракета-носитель (РН) имеет резерв по массе выведения. В работе [1] было предложено использовать в РН „Союз“ для этих целей отсек перехода от верхней ступени к головному обтекателю.

Орбитальные ступени РН обычно выводятся на околокруговую низкую опорную орбиту. При отделении НС на таких орбитах время его существования будет малым (несколько суток), однако для проведения кратковременных экспериментов этого бывает достаточно. Так как на низких орбитах влияние атмосферы на движение значительно, а каждый НС, основная ПН и орбитальная ступень (ОС) имеют различные значения баллистических коэффициентов, возникает опасность их столкновения [2].

Временная диаграмма процесса отделения основной ПН и каждого НС представлена на рис. 1. Задержка по времени отделения НС (Δt) является важным параметром рассматриваемой задачи: в силу того что после отделения основной ПН орбитальная ступень совершает

неуправляемое движение вокруг своего центра масс (описание характера прецессионного движения ОС описывается в работе [3]), ориентация ее продольной оси будет неопределенной (соответственно направление отделения каждого НС также будет заранее неизвестно).

В связи с этим параметры отделения нескольких НС (скорость и время отделения) должны удовлетворять условиям недопущения их столкновения с ОС, основной ПН, а также друг с другом (условия безопасности движения).

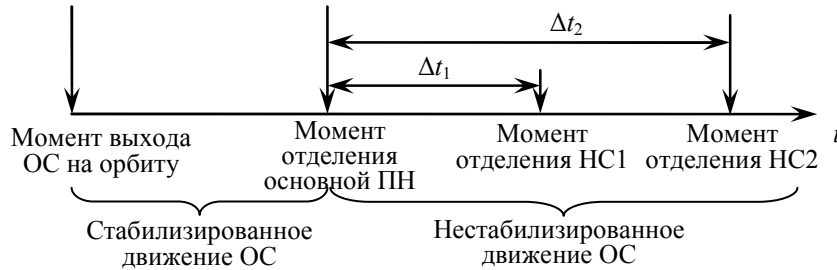


Рис. 1

В силу того что НС имеют ограничения по массе и габаритам, невозможно обеспечить высокий запас энергетике на борту, поэтому при запуске кластера НС, для которых требуется поддержание заданного расстояния, следует выбирать такие параметры отделения, которые в меньшей степени будут влиять на удаление НС друг от друга (условия неразлета НС). Такие параметры отделения позволят экономить энергию, затрачиваемую на поддержание целостности группировки НС.

Условия безопасности движения и неразлета накладывают ограничения на выбор параметров отделения НС:

$$p(r_i(\Delta V_i, \Delta t_i, t) \geq r_i^* \wedge r_i^* \leq r_{ij}(\Delta V_i, \Delta t_i, \Delta V_j, \Delta t_j, t) \leq r_{ij}^{**}) \geq p^*, \quad (1)$$

где r_i — расстояние между i -м НС и ОС; r_{ij} — расстояние между i -м и j -м НС; r_i^* — радиус безопасной области; r_{ij}^{**} — предельное расстояние разлета НС; $\Delta V_i, \Delta t_i$ — скорость и задержка отделения i -го НС; $i=1, \dots, n-1, j=1, \dots, n, i>j, n$ — число НС; t — время движения; $p^* = 0,997$ — требуемое значение вероятности.

Таким образом, требуется найти параметры отделения каждого НС ($\Delta V_i, \Delta t_i, i=1, \dots, n$), обеспечивающие выполнение условий (1).

В настоящее время достоверно неизвестен характер движения ОС после отделения основной ПН. Так, например, для ОС ракеты „Союз“ в работе [4] было проведено имитационное численное моделирование, которое позволило определить диапазон возможных проекций угловой скорости на оси связанной системы координат, которую она приобретает после отделения основной ПН:

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

Случайный характер возникающего прецессионного движения ОС, большой разброс проекций угловой скорости актуализирует задачу выбора параметров безопасного отделения НС, так как с учетом закономерности близкого относительного движения и влияния атмосферы возможно столкновение наноспутников как с ОС, так и друг с другом.

Математическая модель относительного движения. Для исследования использовалась математическая модель относительного движения в орбитальной системе координат [5]. Она описывает движение одного НС относительно ОС, двигающейся по эллиптической орбите, в орбитальной системе координат ($Oxyz$), 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. Эта модель описывает движение НС в центральном гравитационном поле с учетом влияния аэродинамического торможения.

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

где x, y, z — координаты НС относительно ОС в орбитальной системе координат; $\mu = 398\,602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр Земли; $\dot{\theta} = \frac{\sqrt{\mu p}}{R^2}$, $\ddot{\theta} = -2e\sqrt{\frac{\mu}{p^3}}\dot{\theta}\sin\theta$ — выраже-

ния для производных угла истинной аномалии; θ — угол истинной аномалии ОС (текущее положение на орбите); $R_0 = [x^2 + (R+y)^2 + z^2]^{1/2}$ — расстояние от притягивающего центра до НС; $R = p/(1+e\cos\theta)$ — расстояние от притягивающего центра до ОС; p — фокальный параметр орбиты; e — эксцентриситет орбиты; $P_x = \rho V^2 \Delta Q$ — проекция разностного аэродинамического ускорения на трансверсальное направление; $\Delta Q = S_b^{\text{ОС}} - S_b^{\text{НС}}$ — разность баллистических коэффициентов ОС и НС соответственно; ρ — плотность атмосферы; V — скорость набегающего потока.

Обеспечение безопасности движения НС в окрестности ОС. Проведено статистическое исследование вероятности появления таких условий отделения НС, которые могут привести к его опасному сближению с ОС. Как упоминалось ранее, возникновение таких условий возможно в связи с тем, что после отделения основной полезной нагрузки ОС совершает движение относительно своего центра масс со случайным значением угловой скорости, и в зависимости от интервала времени Δt продольная ось ОС займет случайное положение в пространстве. В связи с этим направление отделения НС также неизвестно заранее. Положение ОС определялось в вероятностной постановке по модели регулярной прецессии, представленной в работе [6].

Выполнена оценка вероятности попадания НС в опасную область вокруг ОС. Под опасной областью понимается сфера заданного радиуса с центром, совпадающим с центром масс ОС (попадание НС в эту область будет считаться опасным сближением). Вероятностное условие безопасности движения НС в окрестности ОС можно представить в виде:

$$p(r(\Delta V, \Delta t, t) \geq r^*) \geq p^*,$$

где $r(\Delta V, \Delta t, t)$ — расстояние между НС и ОС, которое зависит от скорости ΔV и задержки Δt отделения, а также от времени движения t ; r^* — радиус безопасной области вокруг ОС.

Для статистического исследования применялся следующий алгоритм:

- 1) формирование выборки из 10 000 случайных значений каждой проекции угловой скорости ОС в предположении нормального закона распределения, что соответствует погрешностям в вычислении оценок вероятностных характеристик, не превышающих 1 %;
- 2) расчет начальных условий отделения НС в орбитальной системе координат ($\Delta V_{x0}, \Delta V_{y0}, \Delta V_{z0}$);
- 3) моделирование относительного движения с помощью системы уравнений (2);
- 4) определение расстояния максимального сближения НС с ОС по результатам моделирования;
- 5) проверка условия попадания НС в опасную область вокруг ОС;
- 6) формирование статистических оценок.

В качестве примера был выбран случай отделения НС от орбитальной ступени РН „Союз“, так как для нее определены диапазоны проекций угловых скоростей, которые ОС приобретает после отделения основной ПН (геометрия орбиты 190×240 км). Результаты

статистического моделирования позволили сформировать такие начальные условия отделения, при которых НС будет двигаться безопасно по отношению к ОС.

Области под кривыми на рис. 2 ограничивают параметры отделения НС от ОС ракеты „Союз“ (скорость ΔV и задержку Δt отделения), при которых с вероятностью $p^* = 0,997$ после отделения НС не попадет в область радиусом 100 м вокруг ОС (рис. 2, а: 1 — $\Delta Q=0,008$; 2 — 0,01; 3 — 0,012; 4 — 0,014 м²/кг; б: 1 — $\Delta Q=0,002$; 2 — 0,004; 3 — 0,006 м²/кг).

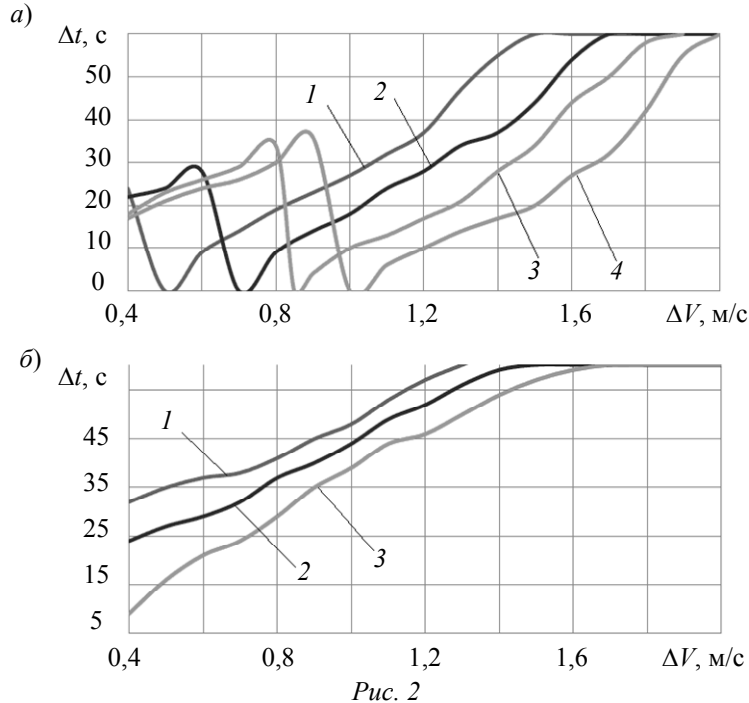


Рис. 2

Как можно видеть из рис. 2, область параметров отделения НС, обеспечивающих безопасное движение наноспутника по отношению к ОС, увеличивается при уменьшении разности баллистических коэффициентов. Таким образом, для выбора гарантированно безопасных условий отделения НС от ОС требуется определить максимальную разность их баллистических коэффициентов и из области под кривой, соответствующей этому значению ΔQ , выбрать скорость и задержку отделения НС.

Эта методика применима и при неориентированном движении НС и ОС относительно своих центров масс, так как при таком движении баллистические коэффициенты меняются со временем, что оказывает влияние на их относительное движение. В этом случае значения баллистических коэффициентов усредняются.

Обеспечение безопасности движения нескольких НС по отношению друг к другу. Проведено исследование вероятности появления таких условий отделения наноспутников, которые могут привести к вероятности их опасного сближения друг с другом. Вероятностное условие безопасности движения двух НС по отношению друг к другу можно представить в виде:

$$p(r_{12}(\Delta V_1, \Delta t_1, \Delta V_2, \Delta t_2, t) \geq r^*) \geq p^*,$$

где $r_{12}(\Delta V_1, \Delta t_1, \Delta V_2, \Delta t_2, t)$ — расстояние между НС, которое зависит от скорости ΔV и задержки Δt отделения каждого НС, а также от времени движения t ; r^* — радиус безопасной области вокруг НС.

Для исследования применялся алгоритм, описанный ранее.

Исследование показало, что если скорость отделения первого НС больше скорости отделения второго на 0,1 м/с, то вероятность их сближения на 20 м менее 0,003. Если скорость отделения второго НС больше скорости отделения первого на 0,1 м/с, то максимальная вероятность их сближения меньше 0,01, и с возрастанием разности вероятности уменьшается.

На рис. 3 кривыми ограничены области параметров отделения НС, при которых два НС с вероятностью меньше 0,997 не приблизятся на расстояние менее 20 м, т.е. для обеспечения безопасного движения необходимо выбирать параметры отделения вне таких областей (1 — $\Delta V_1 = \Delta V_2 = 0,5$; 2 — 1; 3 — 1,5; 4 — 2 м/с). На рисунке по оси абсцисс отложена разность баллистических коэффициентов между вторым и первым НС (ΔQ_{12}); по оси ординат — разность во времени отделения между вторым и первым НС ($\Delta t_{12} = \Delta t_2 - \Delta t_1$).

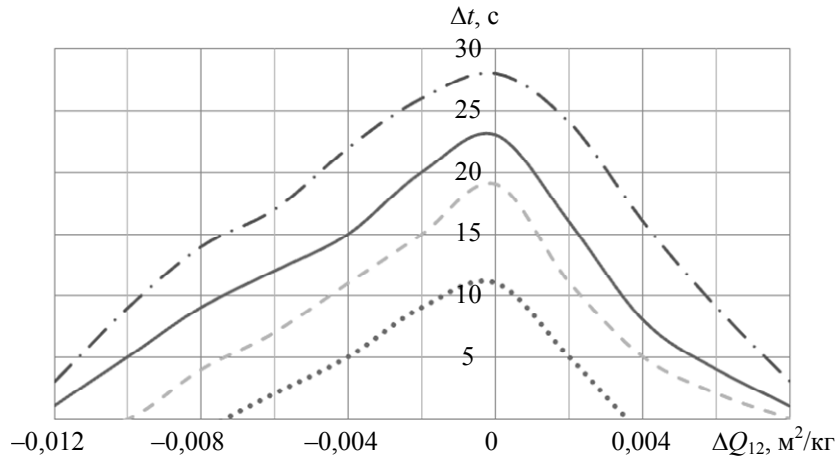


Рис. 3

Таким образом, для определения параметров отделения кластера НС, которые обеспечат безопасное движение НС по отношению друг к другу (с вероятностью 0,997), нужно рассматривать их парные комбинации; выбрать скорости отделения каждого НС такими, чтобы они различались более чем на 0,1 м/с, либо (при одинаковых скоростях отделения) выбрать параметры отделения каждой пары НС в соответствии с рис. 3.

Исследование разлета нескольких НС друг от друга. Исследована вероятность разлета наноспутников друг от друга на заданное расстояние за определенный интервал времени при различных параметрах отделения. Для исследования применялся алгоритм, описанный ранее, но проверялось условие превышения заданного расстояния. Рассматривался случай отделения двух НС. В качестве примера предельное расстояние между НС было принято равным 10 км, а интервал времени движения — два витка. На рис. 4 представлены результаты моделирования.

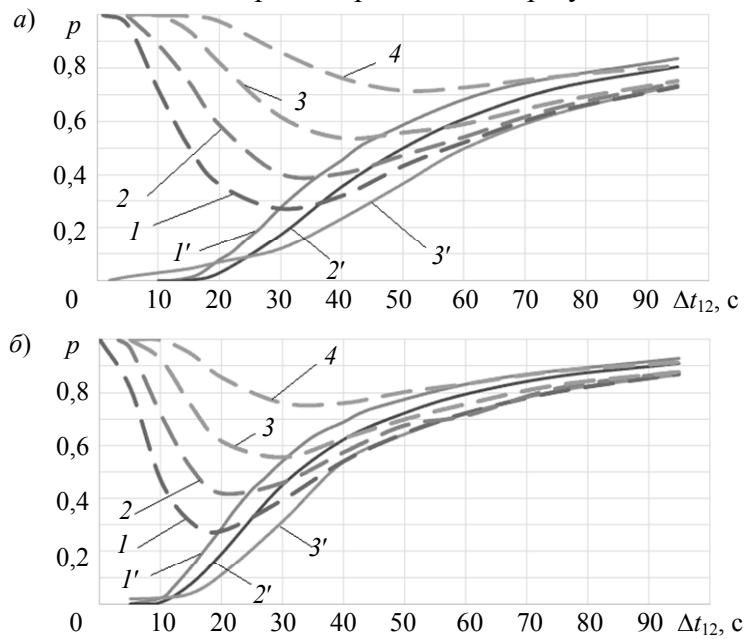


Рис. 4

Зависимости показывают вероятность того, что два НС разлетятся на расстояние больше 10 км за два витка полета по орбите ($I — \Delta Q_{12}=0$; $I' — \Delta Q_{12}=0,0035$; $2 — 0,001$; $2' — 0,004$; $3 — 0,003$; $3' — 0,005$; $4 — 0,007$ м²/кг). Здесь представлены случаи, когда баллистический коэффициент второго НС меньше первого ($\Delta Q_{12}<0$), так как при $\Delta Q_{12}>0$ вероятность разлета увеличивается с увеличением разности ($a — \Delta V_1 = \Delta V_2 = 1$ м/с; $b — \Delta V_1 = \Delta V_2 = 2$ м/с).

Из рис. 4 можно сделать вывод, что если отделять два НС одновременно ($\Delta t_{12}=0$) при $\Delta Q_{12}<-0,003$ м²/кг, то за два витка они разлетятся на расстояние более 10 км только за счет различного воздействия атмосферы.

Применение методики. Рассмотрим пример использования полученных результатов для РН „Союз“ для двух случаев:

1) выбранное устройство отделения обеспечивает скорость отделения НС $\Delta V = 1$ м/с; усредненные баллистические коэффициенты равны, а разница усредненных баллистических коэффициентов НС и ОС составляет 0,006 м²/кг;

2) выбранное устройство отделения обеспечивает скорость отделения НС $\Delta V = 2$ м/с; усредненный баллистический коэффициент первого НС больше второго на 0,004 м²/кг, а разница усредненных баллистических коэффициентов первого НС и ОС составляет 0,008 м²/кг, тогда для второго НС и ОС разница составит 0,004 м²/кг.

Для обеспечения безопасного движения каждого НС в окрестности ОС воспользуемся данными рис. 2, б, из которого видно, что для первого случая задержка отделения второго НС Δt_2 должна быть меньше 39 с, а для второго время задержки НС не ограничено.

Для обеспечения безопасности движения НС по отношению друг к другу воспользуемся рис. 3. Из него видно, что следует обеспечить задержку отделения между первым и вторым НС Δt_{12} более 23 с для 1-го случая и более 5 с — для 2-го (закрашенные области на рис. 5). При этом должно выполняться условие $\Delta t_2 \leq 39$ с для 1-го случая (рис. 5, а). Далее выберем задержку отделения исходя из минимальной вероятности разлета НС. Для этого добавим кривую, соответствующую выбранным параметрам из рис. 4.

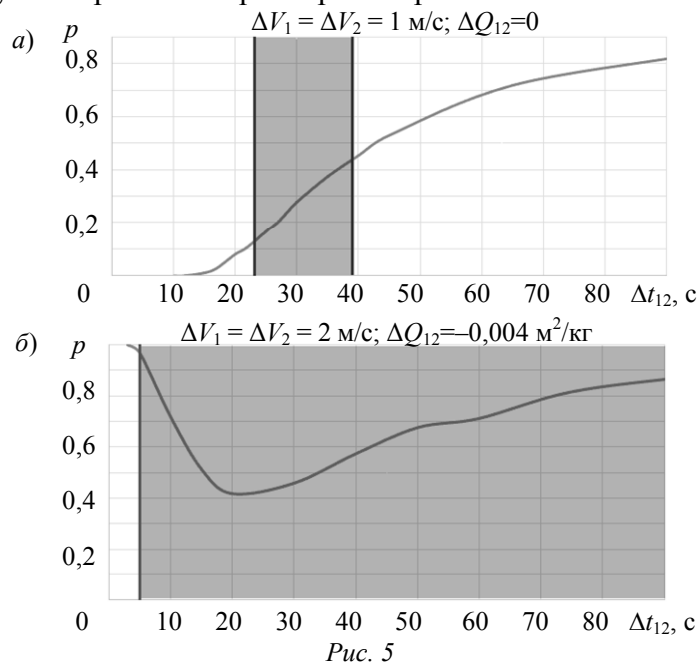


Рис. 5

Таким образом, из рис. 5 видно, что для первого случая следует обеспечить задержку отделения между НС 23 с и отделить первый НС с задержкой до 16 с после отделения основной ПН, а для второго случая (рис. 5, б) — через 19 с.

Заключение. Разработанная методика применима для определения области параметров отделения от ОС наноспутника как одного НС, так и группы, которые позволяют обеспечить

безопасное движение каждого НС как по отношению к ОС, так и по отношению друг к другу. Также рассмотрены условия неразлета НС на заданное расстояние. Исследование проводилось на примере отделения НС от ОС ракеты-носителя „Союз“ с учетом случайного характера ее ориентации. Разработанная методика применима для составления программы отделения группировки наноспутников от любой платформы, совершающей случайное движение.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант РФФИ № 16-31-00278-мол_а).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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 1st IAA Mediterranean Astronautical Conf. Tunis, November 17—19, 2008. P. 14.
2. Аваряскин Д. П., Белоконов И. В. Исследование проблемы безопасного полета наноспутников при их выведении на низкие орбиты // Информационно-управляющие системы. 2013. № 5. С. 13—17.
3. Belokonov I., Kramlikh A., Timbay I., Lagno O. Problems of satellite navigation and communications for nanosatellites launched as piggyback payload from the orbital stage of carrier rockets // 21st St. Petersburg Intern. Conf. on Integrated Navigation Systems (ICINS-2014). 2014. P. 407—415.
4. 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 // Вестн. Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. № 2(22). С. 105—111.
5. 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.
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.

Сведения об авторе

Денис Петрович Аваряскин — СГАУ, межвузовская кафедра космических исследований; ассистент;
E-mail: avaryaskid@gmail.com

Рекомендована межвузовской
кафедрой космических исследований

Поступила в редакцию
14.11.2015 г.

Ссылка для цитирования: Аваряскин Д. П. Программа отделения группировки наноспутников при кластерном запуске с орбитальной ступени // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 499—506.

PROJECT OF NANOSATELLITE GROUP SEPARATION AT CLUSTER LAUNCHING FROM AN ORBITAL STAGE

D. P. Avariaskin

Samara State Aerospace University, 448086, Samara, Russia,
E-mail: avaryaskid@gmail.com

The possibility to use orbital stage of launch vehicle as a platform for the piggy back launch of either single or cluster of nanosatellites is considered. The program of the nanosatellites separation from an orbital stage is anticipated to provide a basis for the safe movement of nanosatellites after their group deployment. A special attention is given to the fact that after separation of the main payload, the orbital stage obtains the angular velocity, the value and direction of which is not known. Results of statistical analysis have allowed developing of a method of selecting the nanosatellites separation parameters (the velocity and time of separation). The separated values of the parameters ensure exclusion of the possibility of nanosatellites collision and reduce the satellites dispersion by a predetermined distance. Results of statistical modeling carried out for nanosatellites launching from carrier rocket Soyuz orbital stage are presented.

Keywords: nanosatellite group, orbital stage, launch vehicle, cluster launch, safe motion, separation program

Data on author

Denis P. Avariaskin — SSAU, Department of Space Exploration; Assistant;
E-mail: avaryaskid@gmail.com

For citation: *Avariaskin D. P.* Project of nanosatellite group separation at cluster launching from an orbital stage // *Izv. vuzov. Priborostroenie*. 2016. Vol. 59, N 6. P. 499—506 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-499-506