
ПРОБЛЕМЫ ПОПУТНОГО ЗАПУСКА НАНОСПУТНИКОВ И ОСОБЕННОСТИ ИХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ НА НИЗКИХ ОРБИТАХ

УДК 629.78
DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-5-450-457

МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРОГРАММЫ ОТДЕЛЕНИЯ ГРУППЫ НАНОСПУТНИКОВ ОТ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ

Д. П. АВАРЯСКИН, И. В. БЕЛОКОНОВ

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева
(Самарский университет),
443086, Самара, Россия
E-mail: avaryaskind@gmail.com*

Предложена методика выбора программы отделения группы наноспутников от неориентированной космической платформы на этапе формирования полетного задания. Методика основана на статистических методах и обеспечивает заданный характер относительного движения. Выбор параметров отделения наноспутников базируется на применении критерия, который описывает максимальное расстояние между каждой парой наноспутников при исключении возможности их опасного сближения как друг с другом, так и с платформой, от которой они отделяются. В результате выбираются параметры отделения, для которых максимальное значение расстояния между наноспутниками является минимальным и при этом обеспечивается безопасность полета. Методика рассмотрена на примере отделения группы наноспутников от орбитальной ступени ракеты-носителя „Союз“.

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

Введение. В настоящее время количество кластерных запусков увеличивается вместе с возрастающей тенденцией использования малоразмерных космических аппаратов, в том числе наноспутников (НС) стандарта CubeSat. Запуск нескольких НС, совместно выполняющих целевую задачу, значительно расширяет область их применения. Кластерный вывод НС на орбиту является существенной проблемой, которая обычно решается попутным запуском от какой-либо космической платформы с основной полезной нагрузкой (ПН).

Однако при построении кластеров НС возникает целый ряд сложных научных и технических задач, среди которых важное место занимает безопасное отделение от космической платформы, исключение взаимных столкновений, удержание группы НС в заданной области пространства на начальном этапе с целью минимизации затрат на маневрирование при последующем формировании требуемой конфигурации группировки.

Так как не существует специализированных экономически выгодных легких ракет-носителей (РН), целесообразно использовать существующие серийно изготавливаемые ракеты-носители. При этом размещение попутной нагрузки и ее отделение не должно препятствовать выполнению основной миссии.

Платформой для попутного вывода НС могут служить орбитальные ступени (ОС) выводимых на замкнутые орбиты ракет-носителей, например, семейств „Союз“, „Протон“, „Ангара“. Как правило, каждая РН имеет резерв по массе выведения полезной нагрузки. Существуют разные варианты размещения наноспутника, в том числе в переходном отсеке верхней ступени к головному обтекателю РН [1].

Орбитальные ступени РН обычно выводятся на околокруговую низкую опорную орбиту со средней высотой 200...240 км. При отделении НС на таких орбитах время существования составляет несколько суток, однако для проведения кратковременных низкоорбитальных экспериментов этого бывает достаточно. Кроме того, если НС имеет двигательную установку, то время активного существования может быть увеличено за счет маневра поднятия высоты орбиты.

В силу того, что НС имеют ограничения по массе и габаритам, отсутствует возможность иметь большой запас рабочего тела на борту для маневрирования. Вследствие этого при запуске кластера наноспутников, для которых требуется поддержание заданной конфигурации их группировки при выполнении совместной миссии, следует выбирать параметры отделения, обеспечивающие на начальном этапе полета (до включения бортовых систем и осуществления маневров формирования заданной относительной конфигурации) выполнение условия неперевышения предельного значения заданного расстояния между НС. На этом этапе активируются бортовые системы и формируется ориентация каждого наноспутника в пространстве. В течение нескольких витков после отделения НС будут совершать движение, которое порождается сформированными начальными условиями, поэтому параметры отделения группы НС (скорость и время отделения) должны удовлетворять не только условиям недопущения их столкновения с платформой и друг с другом (условия безопасности движения), но и ограничениям на взаимное удаление.

Математическая модель для формирования программы отделения наноспутников. Для формирования программы отделения наноспутников использовалась известная математическая модель относительного движения в орбитальной системе координат [2]. Модель описывает движение одного НС относительно космической платформы, двигающейся по эллиптической орбите, в орбитальной системе координат $(Oxyz)$, начало которой находится в центре масс орбитальной ступени, ось Ox направлена по вектору орбитальной скорости, ось Oy — по радиус-вектору ОС, ось Oz дополняет систему до правой. Данная модель описывает движение НС в центральном гравитационном поле с учетом влияния аэродинамического торможения:

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

где x, y, z — координаты НС относительно ОС в орбитальной системе координат; $\mu = 398\,602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр Земли; θ — угол истинной аномалии ОС (текущее положение на орбите), $\dot{\theta} = \frac{\sqrt{\mu p}}{R^2}$, $\ddot{\theta} = -2e \sqrt{\frac{\mu}{p^3}} \cdot \dot{\theta} \sin \theta$; $R_0 = [x^2 + (R+y)^2 + z^2]^{1/2}$ — радиус-

вектор НС; $R = p/(1+e \cdot \cos \theta)$ — радиус-вектор ОС; p — фокальный параметр орбиты; e — эксцентриситет орбиты; $P_x = \rho V^2 \cdot \Delta Q$ — проекция разностного аэродинамического ускорения на трансверсальное направление; ρ — плотность атмосферы; V — скорость набегающего потока;

$\Delta Q = S_b^{OC} - S_b^{HC}$ — разность баллистических коэффициентов ОС и НС (S_b^{OC} и S_b^{HC} соответственно).

Параметры орбиты космической платформы, относительно которой описывается движение НС (θ, R, p, e), меняются с течением времени и определяются в результате моделирования движения ее центра масс по орбите.

Оценка разлета наноспутников на предельное расстояние. В работах [3—6] определены параметры отделения наноспутников, обеспечивающие безопасное движение с заданной вероятностью при отделении НС в случайном направлении от платформы, совершающей неориентируемое движение вокруг своего центра масс с параметрами, носящими вероятностный характер.

Однако для космических миссий, в которых требуется запустить кластер спутников, выполняющих общую задачу, не всегда достаточно обеспечить только безопасность движения по орбите. Например, если необходимо передавать данные с одного НС на другой, то нужно поддерживать расстояние между ними не более заданного, что требует больших энергетических затрат, которыми обычно не обладают НС. Кроме того, после отделения бортовые системы включаются не сразу, и на начальном этапе полета наноспутники совершают движение, порожденное условиями отделения. В данном случае среди параметров отделения НС, обеспечивающих безопасное движение, необходимо выбирать такие параметры, при которых наноспутники не будут удаляться друг от друга на расстояние, превышающее заданное, в течение требуемого интервала времени.

Для этого было проведено исследование по оценке вероятности разлета НС на предельное расстояние за определенный интервал времени при различных параметрах отделения. Исследование проводилось применительно к отделению наноспутников от орбитальной ступени РН „Союз“ (орбита 190×240 км), но проверялось условие превышения заданного относительного расстояния:

$$P(r_{ij}(\Delta V_i, \Delta t_i, \Delta V_j, \Delta t_j, t) \leq r^*) \geq P^*,$$

где r_{ij} — расстояние между i -м и j -м НС; r^* — предельное расстояние разлета НС; $\Delta V_i, \Delta t_i, \Delta V_j, \Delta t_j$ — скорость и задержка отделения i -го НС, $i = \overline{1, n-1}, j = \overline{1, n}, i > j, n$ — число НС; $t \in [0; \infty]$ — текущее время движения; P^* — требуемое значение вероятности выполнения заданных условий движения.

На рис. 1 представлена зависимость $d_{\max}(\Delta t_{НС})$ максимального расстояния между двумя НС от задержки по времени отделения между ними. Результаты, приведенные для случая равенства баллистических коэффициентов НС, показывают, что при отделении двух НС со скоростью 1 м/с и с задержкой по времени отделения 12 с расстояние между ними в течение двух витков не превысит 10 км с вероятностью 0,997.

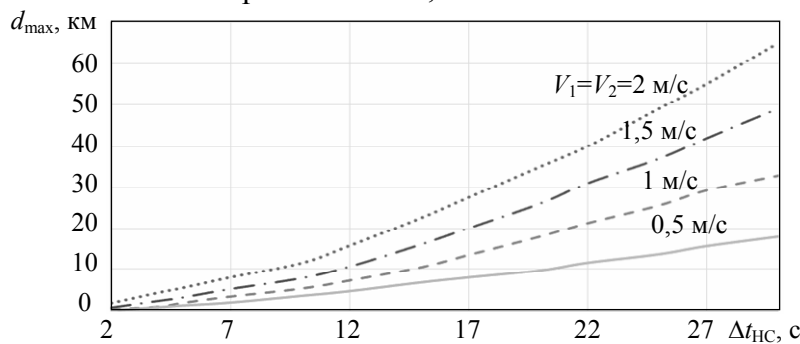


Рис. 1

В ходе исследования выяснилось, что при разных скоростях отделения НС их разлет значительно увеличивается. Для примера на рис. 2 приведена зависимость минимального расстояния между НС, которое будет достигнуто через два витка при их одновременном

отделении ($\Delta t_{\text{НС}} = 0$) и равных баллистических коэффициентах ($\Delta Q_{\text{НС}} = 0$). Результаты моделирования для случая разных баллистических коэффициентов наноспутников приведены в работе [3]. При увеличении значений $\Delta Q_{\text{НС}}$ и/или $\Delta t_{\text{НС}}$ расстояние, на которое наноспутники могут удалиться друг от друга, увеличивается.

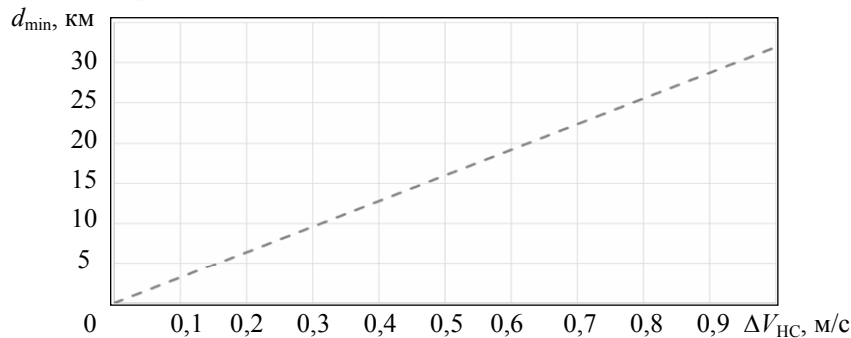


Рис. 2

Таким образом, если для выполнения поставленных задач миссии требуется поддержание определенного расстояния между НС, то для экономии рабочего тела на восстановление заданного расстояния необходимо производить отделение наноспутников с одинаковыми скоростями, выбирая при этом такую задержку по времени, которая обеспечит требуемую вероятность их разлета на определенное расстояние.

Методика и алгоритм выбора программы отделения наноспутников. Для формирования программы отделения кластера наноспутников разработана методика построения областей допустимых параметров отделения исходя из условия минимизации энергетических затрат. Методика основана на статистическом исследовании движения каждого НС относительно космической платформы, от которой они отделяются, и состоит из следующих этапов.

1. Определение области допустимых параметров отделения каждого НС исходя из условия исключения столкновения с космической платформой (например, ОС).

2. Определение области допустимых параметров отделения группы НС исходя из условия исключения столкновения НС друг с другом.

3. Построение области параметров отделения каждого НС путем наложения ограничений, вытекающих из пп. 1 и 2, что позволит определить области параметров отделения НС, обеспечивающих безопасность их движения.

4. Определение области допустимых параметров отделения группы НС исходя из условия неперевышения требуемого расстояния между НС.

5. Построение области пересечения областей, определяемых в пп. 3 и 4. В случае отсутствия пересечений (противоречие между требованием безопасности полета и обеспечением предельного относительного расстояния) изменить условия неперевышения предельного расстояния (уменьшить время выполнения условия либо увеличить требуемое расстояние).

При предпроектном анализе миссии для составления программы отделения группы НС от космической платформы, после построения областей допустимых параметров отделения, выбор окончательных параметров предлагается осуществлять по алгоритму, приведенному на рис. 3; при этом предполагается, что часть наноспутников входит в группировку, а остальные имеют самостоятельные миссии.

Алгоритм основан на выборе параметров отделения, обеспечивающих минимальное удаление наноспутников друг относительно друга. Это осуществляется путем выбора минимально возможных задержек между отделением каждого НС, которые обеспечивают безопасность движения на орбите.

Для окончательного выбора параметров отделения группы НС из найденной допустимой области предлагается использовать минимаксный критерий расстояния между наноспутниками:

$$\min_{\Delta t_i} \max_{i,j,t} r_{i-j} \left| P(r_{i-j}(t) \leq r^*) \geq P^*, t \in T, i = \overline{1, k_n}, j = \overline{1, k_n}, i > j, \right. \quad (2)$$

где T — заданный интервал времени; i и j — номера каждого НС; k_n — общее количество НС.

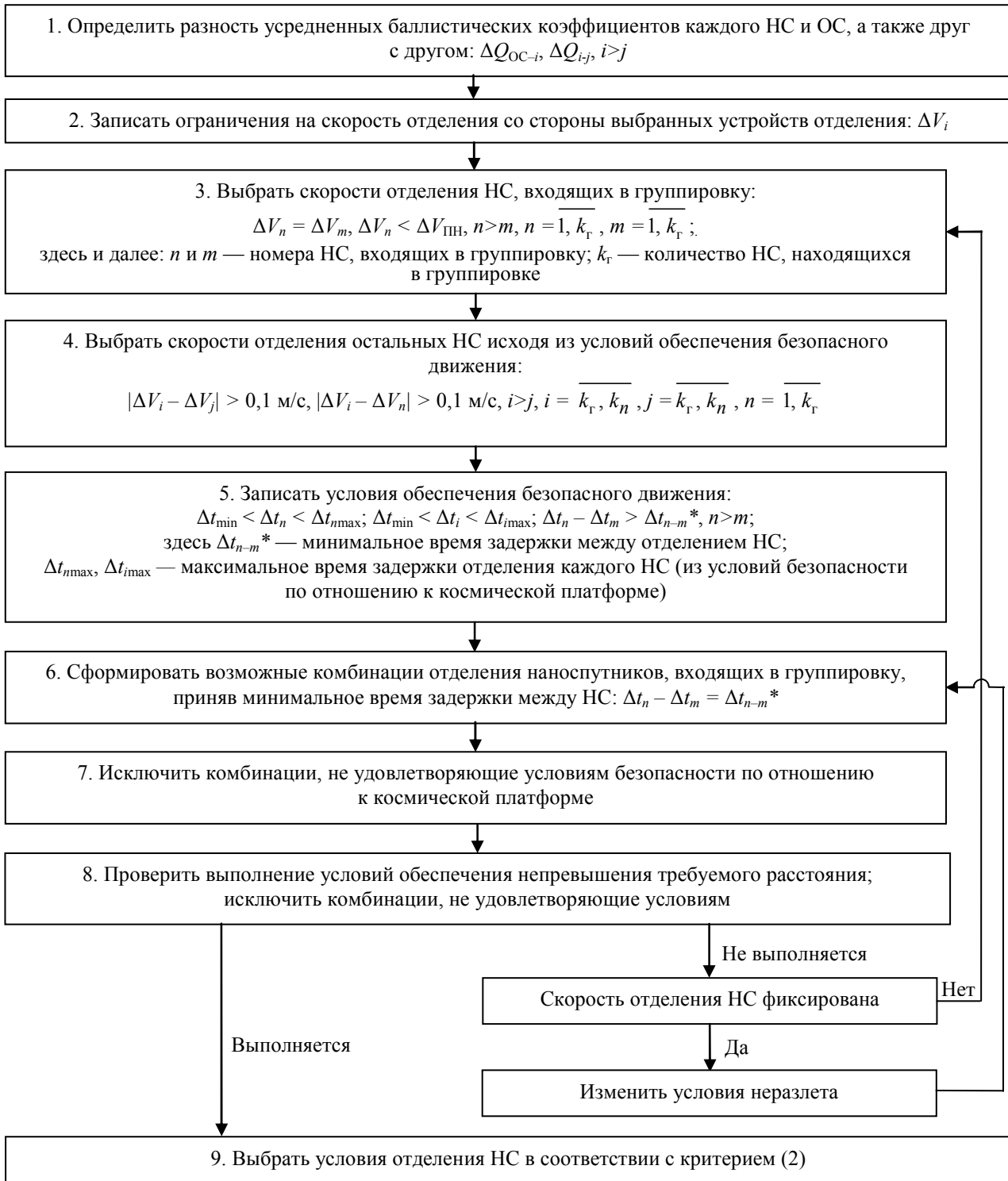


Рис. 3

Применение критерия (2) заключается в том, что после определения множества последовательностей отделения наноспутников, входящих в группировку, которые удовлетворяют всем необходимым условиям, определяются максимальные расстояния между каждой парой НС. В результате выбирается такая последовательность отделения, в которой максимальное значение расстояния между любой парой НС является минимальным.

Рассмотрим применение разработанного алгоритма на примере отделения четырех НС от орбитальной ступени РН „Союз“. При этом первые три НС образуют кластер, выполняющий общую задачу, и для них требуется обеспечить расстояние не менее 10 км на интервале времени в два витка, а четвертый НС имеет собственную миссию. Наноспутники, составляющие кластер, отделяются с помощью типового устройства отделения, следовательно, скорость их отделения фиксирована.

Как известно из работы [7], орбитальная ступень после отделения основной полезной нагрузки совершает неориентированное движение вокруг центра масс со случайными начальными параметрами. В связи с этим примем, что требуемая вероятность выполнения заявленных требований составляет 0,997.

Определим разность баллистических коэффициентов: $\Delta Q_{НС2-1} = 0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$; $\Delta Q_{НС3-1} = 0,002 \text{ м}^2/\text{кг}$; $\Delta Q_{НС3-2} = 0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$; $\Delta Q_{НС4-1} = -0,002 \text{ м}^2/\text{кг}$; $\Delta Q_{НС4-2} = -0,003 \text{ м}^2/\text{кг}$; $\Delta Q_{НС4-3} = -0,004 \text{ м}^2/\text{кг}$; $\Delta Q_{ОС-1} = -0,006 \text{ м}^2/\text{кг}$; $\Delta Q_{ОС-2} = -0,007 \text{ м}^2/\text{кг}$; $\Delta Q_{ОС-3} = -0,008 \text{ м}^2/\text{кг}$; $\Delta Q_{ОС-4} = -0,004 \text{ м}^2/\text{кг}$. Пусть выбранное устройство отделения обеспечивает одинаковую скорость отделения каждого из трех НС: $\Delta V_1 = \Delta V_2 = \Delta V_3 = 2 \text{ м/с}$. Для четвертого НС, запускаемого отдельно, выберем скорость отделения типового устройства $\Delta V_4 = 1 \text{ м/с}$, при которой с запасом выполняется условие безопасного движения.

Для определения безопасных параметров отделения воспользуемся результатами, полученными в работе [3]. Условия отделения НС приведены в таблице.

Условия отделения, обеспечивающие безопасное движение каждого НС		Условия отделения, обеспечивающие неразлет НС на расстояние больше 10 км
по отношению к ОС	по отношению друг к другу	
$5 \text{ с} \leq \Delta t_1 < 60 \text{ с}$, $5 \text{ с} \leq \Delta t_2 < 60 \text{ с}$, $5 \text{ с} \leq \Delta t_3 < 60 \text{ с}$, $5 \text{ с} \leq \Delta t_4 < 45 \text{ с}$	$\Delta t_2 - \Delta t_1 \geq 6 \text{ с}$, $\Delta t_3 - \Delta t_1 \geq 5 \text{ с}$, $\Delta t_3 - \Delta t_2 \geq 6 \text{ с}$	$\Delta t_2 - \Delta t_1 \leq 12 \text{ с}$, $\Delta t_3 - \Delta t_1 \leq 11 \text{ с}$, $\Delta t_3 - \Delta t_2 \leq 12 \text{ с}$

Применив минимаксный критерий расстояния между НС (в данном случае минимальное значение максимального расстояния обеспечивается при минимальном времени задержки отделения между каждым из НС), получим: $\Delta t_1 = 5 \text{ с}$, $\Delta t_3 = 10 \text{ с}$, $\Delta t_2 = 16 \text{ с}$. Для четвертого НС время задержки должно удовлетворять только условию отделения, при котором обеспечивается безопасное движение каждого НС по отношению к ОС; поэтому его можно запустить сразу после выведения кластера, например, с задержкой $\Delta t_4 = 17 \text{ с}$.

Пример программы отделения представлен на рис. 4.

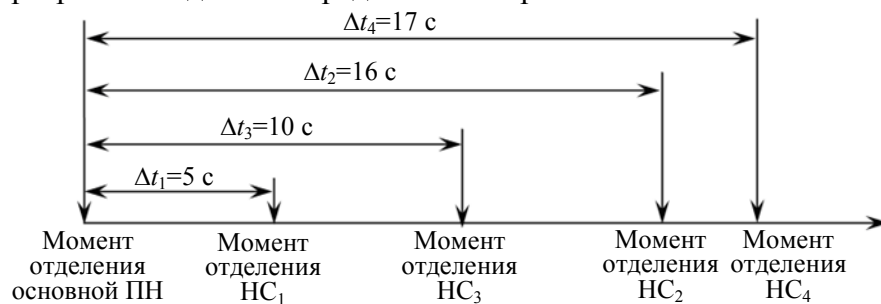


Рис. 4

Выбранная программа отделения обеспечивает безопасное движение наноспутников по отношению как друг к другу, так и к орбитальной ступени с вероятностью 0,997, а также неразлет трех НС, которые должны реализовывать групповой полет, на расстояние, не превышающее 10 км, за два витка полета.

Заключение. Предложенная методика построения области параметров отделения НС исключает возможность опасного сближения наноспутников с учетом ограничения на их максимальное взаимное удаление. Разработан алгоритм выбора программы отделения группы НС

от неориентированной космической платформы, обеспечивающей заданный характер относительного движения. Приведен пример применения алгоритма для случая отделения четырех НС от орбитальной ступени РН „Союз“.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 16-31-00278-мол_а).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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.
2. 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.
3. Avariaskin D. P., Belokonov I. V. Choice of separation parameters from a platform commits undirected movement for group of nanosatellites // Proc. of the 67th Intern. Astronautical Congress, IAC-16-D2.3.8, Guadalajara, Mexico. 2016.
4. Avariaskin D. P., Belokonov I. V. Statistical research of the nanosatellite relative motion after separation from the rocket carrier upper stage // Proc. of the 64th Intern. Astronautical Congress, IAC-13-C1.2.2, Beijing, China. 2013.
5. Аваряскин Д. П., Щербаков М. С. Анализ параметров отделения группы наноспутников при кластерном запуске с орбитальной ступени ракеты-носителя „Союз“, совершающей неориентированный полет // Вестн. Самарского гос. аэрокосм. ун-та. 2016. № 1. С. 9—17.
6. Аваряскин Д. П. Программа отделения группировки наноспутников при кластерном запуске с орбитальной ступени // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 499—506.
7. 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 авторах

Денис Петрович Аваряскин

— канд. техн. наук; Самарский университет; межвузовская кафедра космических исследований, E-mail: avaryaskind@gmail.com

Игорь Витальевич Белоконов

— д-р техн. наук, профессор; Самарский университет; межвузовская кафедра космических исследований, E-mail: ibelokonov@mail.ru

Поступила в редакцию
14.02.18 г.

Ссылка для цитирования: Аваряскин Д. П., Белоконов И. В. Методика выбора программы отделения группы наноспутников от космической платформы // Изв. вузов. Приборостроение. 2018. Т. 61, № 5. С. 450—457.

METHOD OF SELECTING THE PROGRAM OF NANOSATELLITES GROUP SEPARATION FROM THE SPACE PLATFORM

D. P. Avariaskin, I. V. Belokonov

Samara National Research University, 443086, Samara, Russia
E-mail: avaryaskind@gmail.com

A method of selection of the program of nanosatellites separation from an undirected space platform at the stage of a flight task formulation is proposed. The method is based on statistical researches and provides a predetermined character relative motion of nanosatellites. The choice of the nanosatellite separation parameters is based on the application of a criterion that describes the maximum distance between each pair of nanosatellites, with the exception of the possibility of their dangerous approach both with each other and with the platform from which they are separated. As a result, the separation parameters are selected, for which the maximum value of the distance between the nanosatellite is minimal and thus the flight safety is ensured. The method is demonstrated in details by the example of nanosatellites group separation from the orbital stage of "Soyuz" carrier rocket.

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

Data on authors

- Denis P. Avariaskin** — PhD; Samara University, Interuniversity Department of Space Research, E-mail: avaryaskind@gmail.com
- Igor V. Belokonov** — Dr. Sci., Professor; Samara University, Interuniversity Department of Space Research, E-mail: ibelokonov@mail.ru

For citation: Avariaskin D. P., Belokonov I. V. Method of selecting the program of nanosatellites group separation from the space platform. *Journal of Instrument Engineering*. 2018. Vol. 61, N 5. P. 450—457 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-5-450-457