

doi: 10.15407/knit2016.03.025

УДК 629.783+521.3

А. В. Дегтярев, А. Д. Шептун, И. А. Воробьева

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днипро

ОРГАНИЗАЦИЯ РАВНОМЕРНОГО РАСХОЖДЕНИЯ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ СПУТНИКОВ ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ И ИХ ПРИЕМЛЕМОГО РАЗНЕСЕНИЯ НА ЭТАПАХ ПОСЛЕДУЮЩИХ СБЛИЖЕНИЙ

Определены условия равномерного расхождения группы спутников на первых витках полета после отделения и их сближения на малые расстояния на больших временных интервалах. Получены аналитические соотношения и условия отделения пар спутников, которым соответствуют минимальные расстояния на этапе их сближения. Численно подтверждена возможность сближения спутников на расстояния порядка 10 м.

***Ключевые слова:** групповые запуски, минимальные значения расстояний, угловое разнесение спутников, угловое разнесение плоскостей орбит, оценка минимальных расстояний, максимальное сближение спутников.*

ВВЕДЕНИЕ

Тенденция снижения веса и габаритов спутников ближнего космоса, значительная энергетика современных ракет и новые технологии проведения исследований позволяют обеспечить выведение в одном пуске значительного числа спутников. Вопросы исследования расхождения группировки спутников после отделения и их последующего взаимного движения друг относительно друга, в том числе на этапах периодических сближений, представляет значительный интерес. Физические основы движения в гравитационном поле Земли определяют периодические сближения спутников дважды на каждом витке полета при их отделении по нормали к вектору орбитальной скорости и значительно реже (обычно через несколько тысяч витков) — при отделении по направлению полета (рис. 1).

При малом числе спутников в группировке скорости их отделения обычно отличаются на 1–2 м/с и более. Однако с увеличением количества спутников в группировке (10–20 и более) относительные скорости отделения по направлению полета вынужденно уменьшаются. Соответственно возрастают трудности обеспечения равномерного расхождения группировки спутников на первых витках автономного полета, и возникает необходимость проведения оценки их сближения на больших временных интервалах.

В работах [1, 2, 4, 5] были определены условия равномерного расхождения группировки из 12 спутников (рис. 2) на первых витках полета, получены аналитические соотношения для анализа их сближения на минимальные расстояния на больших временных интервалах. Приведены численные оценки сближения спутников для единичных вариантов их отделения по направлению полета. По результатам расчетов были отмечены сближения спутников на расстояния 100 м, что побудило к проведению более деталь-

© А. В. ДЕГТЯРЕВ, А. Д. ШЕПТУН, И. А. ВОРОБЬЕВА, 2016

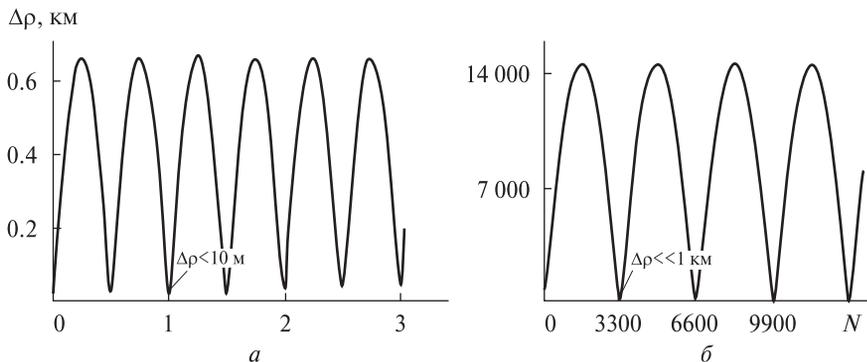


Рис. 1. Типичная картина изменения расстояний между спутниками (N — номер витка): a — отделение по нормали к вектору орбитальной скорости ($\Delta V_{\perp V_{i,j}} = 0.75$ м/с), b — отделение по направлению полета ($\Delta V_{V_{i,j}} = 0.75$ м/с, $\Delta i_{i,j} = 10^{-4}$ рад)

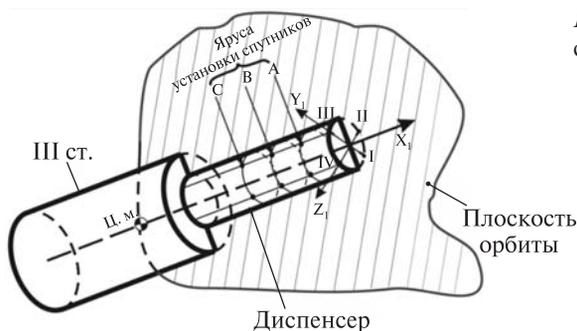
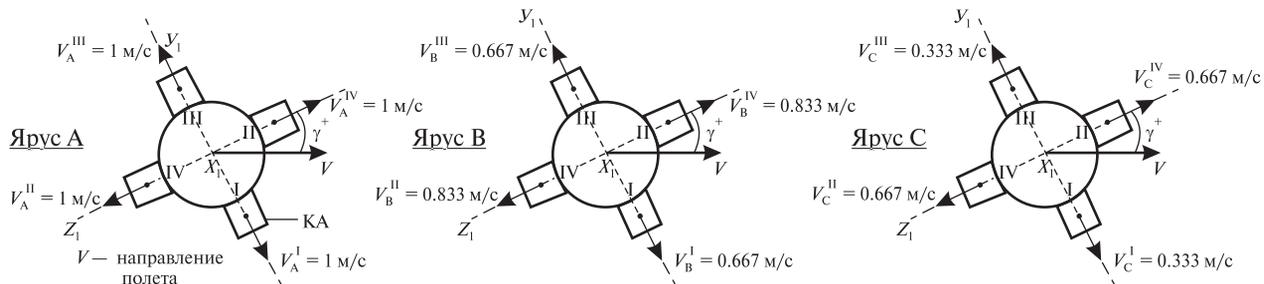


Рис. 2. Схема расположения спутников на диспенсере



ных исследований. Определение условий, соответствующих сближению спутников на больших временных интервалах на минимальные расстояния, ранее не проводилось.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Задачей исследований является определение условий, при реализации которых достигаются минимальные значения расстояний между спутниками на этапах их максимальных сближений, и оценка этих минимальных расстояний. Исследования продолжают начатый авторами баллистический анализ взаимно-относительного движения группировки из 12 спутников после их отделения (рис. 2).

В работе [5] определены условия отделения группы спутников (рис. 3, табл. 1) после их выведения на базовую орбиту, обеспечивающие их равномерное расхождение с шагом примерно 2.6 км вдоль орбиты за каждый виток полета.

Расчеты сближения пар спутников в группировке проводились при условии их выведения на солнечно-синхронную орбиту высотой 650 км и наклоном 98° в одном пуске ракеты-носителя. Для проведения расчетных работ привлекался программный комплекс Satellite Tool Kit.

АНАЛИТИЧЕСКИЕ СООТНОШЕНИЯ

Рассматриваются взаимные движения в группе малых спутников с равными баллистически-

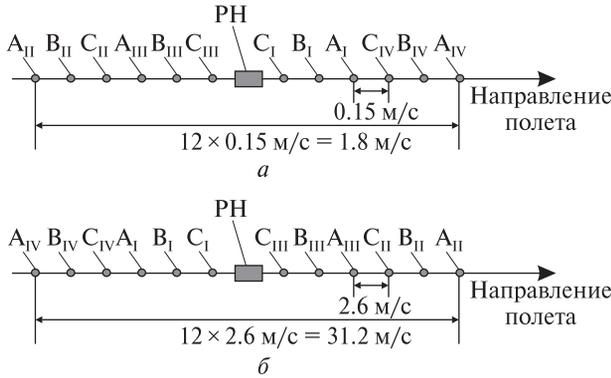


Рис. 3. Схема отделения спутников и их расположение в полете при $V = 1$ м/с: а — после отделения, б — на конец первого витка

Таблица 1. Скорости отделения 12 спутников при их отделении с трех платформ в четырех плоскостях стабилизации

Платформа	Плоскость стабилизации			
	I	II	III	IV
A	V_A	V_A	V_A	V_A
B	$0.677 \cdot V_A$	$0.833 \cdot V_A$	$0.677 \cdot V_A$	$0.833 \cdot V_A$
C	$0.333 \cdot V_A$	$0.677 \cdot V_A$	$0.333 \cdot V_A$	$0.677 \cdot V_A$

ми коэффициентами после их выведения одной ракетой-носителем на орбиты с малым аэродинамическим сопротивлением ($h > 600$ км). Общей характеристикой орбит спутников после отделения (индекс 0 на рис. 5) являются малые различия размеров их полуосей (до 1 км) и наклонений (10^{-4} рад). Как следствие параметры прецессионного движения плоскостей орбит спутников различаются незначительно, на больших временных интервалах возможны сближения спутников на малые расстояния (рис. 4, 5).

По достижению максимального расстояния между любой парой (i, j) спутников в группировке ($\rho_{i,j} = r_i + r_j \sim 14$ тыс. км, где r_i, r_j — радиусы орбит) расстояния между ними сокращаются (рис. 1, б) и достигают наименьших значений в окрестности витков полета (далее «событие сближения»):

$$N \sim N_{i,j} = \frac{T_i}{|T_i - T_j|} \sim \frac{1}{3} \frac{V_0}{\Delta V_{V_{i,j}}},$$

где T_i, T_j — периоды обращения двух спутников,

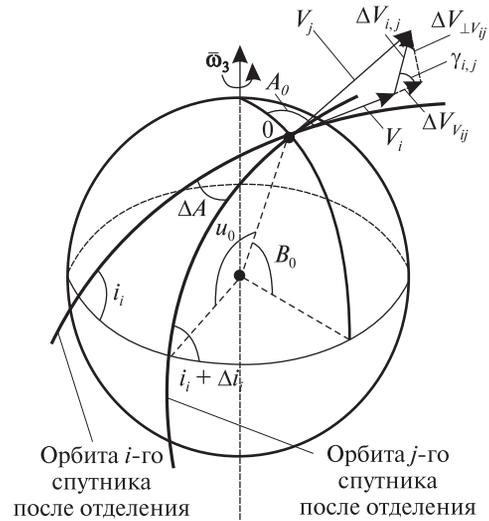


Рис. 4. Начальный период полета спутника после его отделения



Рис. 5. Положение солнечно-синхронных орбит двух (i, j) спутников через $N_{i,j}$ витков полета

V_0 — скорость полета на базовой орбите, $\Delta V_{V_{i,j}}$ — разность проекций скоростей отделения двух спутников на направление полета.

При числе объектов полета $n = 13$ (12 спутников и диспенсер) общее число образующихся в полете комбинаций пар равно $l = n(n - 1)/2 = 78$.

Расстояния между спутниками в группировке на этапах их минимальных сближений в окрестности числа витков полета $N \sim N_{i,j}$ определяется, в том числе, угловым разнесением $\Delta(\delta\psi_1)^{N_{i,j}}$ плоскостей орбит ($\delta\psi_1$ — угол поворота плоскости орбиты за один виток), изменением сред-

них высот орбит из-за атмосферного сопротивления и периодическими изменениями высот полета и пр. Ниже приведены соотношения для оценки углового разнесения плоскостей орбит $\Delta(\delta\psi_1)_{i,j}^{N_{i,j}}$ любых двух спутников i, j группировки в окрестности события сближения, линейных смещений $\Delta Z_{i,j}^{N_{i,j}}$ в боковом направлении и изменений средних высот $\Delta H_{i,j}^{N_{i,j}}$ орбит:

$$\Delta(\delta\psi_1)_{i,j}^{N_{i,j}} = \pi \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \alpha \left[\frac{7}{6} \sin 2i_0 - \delta i_{i,j} N_{i,j} \cos 2i_0 \right],$$

$$\Delta Z_{i,j}^{N_{i,j}} = r_0 \Delta(\delta\psi_1)_{N_{i,j}} \cos u_0, \quad (1)$$

$$\Delta H_{i,j}^{N_{i,j}} = \frac{8}{3} \pi B_k r_0^3 \frac{\partial \rho(h_0)}{\partial h}.$$

Здесь индекс «0» относится к параметрам базовой орбиты.

Используя выражения для $\Delta i_{i,j}$, $\Delta r_{i,j}$, $N_{i,j}$ [1–6], первое соотношение в (1) можно привести к виду

$$\Delta(\delta\psi_1)_{i,j}^{N_{i,j}} = \frac{\pi}{3} \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \alpha \sin 2i_0 \left[\frac{7}{2} - \frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{\Delta V_{V_{i,j}}} \operatorname{ctg} 2i_0 \right]. \quad (2)$$

Из выражения (2) следует, что:

1) угловые разнесения плоскостей орбит любой пары спутников i, j в группировке, обусловленные разностью $\Delta V_{V_{i,j}}$ проекций скоростей их отделения в окрестности соответствующих чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ при принятых условиях расчета равны между собой и составляют

$$\Delta(\delta\psi_1)_{i,j}^{N_{i,j}} = \frac{7}{6} \pi \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \alpha \sin 2i_0 \approx 9.5';$$

2) введение отделения спутников под углом к плоскости базовой орбиты ($\Delta i_{i,j} \neq 0$) приводит к изменению (увеличению или уменьшению) величины углового разнесения плоскостей орбит двух спутников. Приравнявая к нулю выражение в квадратных скобках в (2), получаем, что плоскости орбит спутников при $N \sim N_{i,j}$ с точностью до $\Delta i_{i,j}$ совпадают при выполнении условия

$$\frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{\Delta V_{V_{i,j}}} = \frac{7}{2} \cos u_0 \operatorname{tg} 2i_0. \quad (3)$$

Для солнечно-синхронных орбит ($i_0 = 98^\circ$) при отделении спутников на экваторе ($u_0 = 0$) из

(3) получаем:

$$\frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{\Delta V_{V_{i,j}}} = 1.0023. \quad (4)$$

Условие (3) играет значимую роль в повышении частоты сближения любых двух спутников на минимальные расстояния в окрестности номеров витков полета $N \sim N_{i,j}$. При выполнении этого условия на протяжении значительного количества витков полета угол между плоскостями орбит спутников не превышает долей угловых минут. Соответственно растет частота событий сближения спутников на минимальные расстояния.

После первого сближения пар спутников имеют место их сближения и в дальнейшем. Количество таких событий $k_{i,j}$ для каждой пары спутников определяется как целая часть отношения $k_{i,j} = [N_{\Sigma}/N_{i,j}]$, где N_{Σ} — число витков спутника в пределах времени его активного функционирования. Для принятых начальных условий отделения спутников (рис. 5, табл. 1) приближенное соотношение для определения $k_{i,j}$ имеет вид $k_{i,j} = [10.5 \Delta V_{V_{i,j}}]$, а диапазон его изменения при 5-летнем сроке их автономного функционирования ($N_{\Sigma} \sim 27000$ витков) для всех возможных пар в группировке составляет 1–19 событий сближения. Общее число сближений всех 78 пар спутников в группировке на минимальные расстояния на указанном интервале времени составляет 551.

ЧИСЛЕННАЯ ОЦЕНКА МИНИМАЛЬНЫХ РАССТОЯНИЙ (ПРИМЕР)

Расчеты проведены для солнечно-синхронных орбит высотой 650 км для группировки из 12 спутников [2–6], расположенных равномерно по окружности диспенсера в точках I, II, III, IV на трех его ярусах А, В, С. Условно принято, что спутники отделяются на экваторе ($u_0 = 0$) перпендикулярно к продольной оси диспенсера, угловая ориентация которого приведена на рис. 2. Скорости и направления их отделения реализуют равномерное расхождение спутников на первых витках полета и приняты в соответствии с данными рис. 2.

Для оценки сближения пар спутников i, j в группировке в окрестности числа витков $N \sim N_{i,j} =$

$= (1/3)(V_0/\Delta V_{V_{i,j}})$ проведены расчеты траекторий полета с учетом изменений начальных условий движения в результате их отделения от диспенсера. Принятые в расчетах относительные разности скоростей отделения $\Delta V_{V_{i,j}}$ и наклонений $\Delta i_{i,j}$ пар спутников согласно табл. 1 при $V = 1$ м/с приведены в табл. 2.

Численные значения расстояний $\rho_{i,j}$ между парами спутников в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ при номинальных условиях отделения представлены на рис. 6. Видно, что в диапазоне разностей проекций относительных скоростей отделения $\Delta V_{V_{i,j}} = 0.15...1.35$ м/с нижняя граница минимальных расстояний при номинальных условиях отделения близка к 0.5 км, в последующем наблюдается заметное увеличение минимальных расстояний.

Из 78 комбинаций пар спутников в группировке, образованных после отделения от диспенсера, для двух пар $A_2 - C_3$ (рис. 7) и $A_1 - C_4$ соотношение (3) равно единице (что незначительно отличается от условия (4), при этом численные значения разностей проекций скоростей отделения на направление полета $\Delta V_{V_{i,j}}$ и на нормаль к оси OX_1 диспенсера $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$ для этих пар спутников равны и составляют $\Delta V_{V_{i,j}} = \Delta V_{\perp V_{i,j}} = 0.75$ м/с).

Плоскости орбит спутников $A_2 - C_3$ и $A_1 - C_4$ в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ имеют малое угловое расхождение (в пределах 20...30"). Расстояние между указанными парами спутников на момент их максимального сближения в окрестности витков $N \sim N_{i,j}$ примерно равно 0.5 км (рис. 6).

По результатам серии расчетов были определены численные значения погрешностей параметров отделения $\delta(\Delta V_{V_{i,j}})$ и $\delta(\Delta i_{i,j})$, которым соответствуют максимальные сближения спутников на расстояния 9 и 12 м (черные квадратики на рис. 8). Таким образом, треть объектов от общего числа спутников в группировке (рис. 2, 7) может сближаться на расстояния порядка 10 м.

Также на рис. 8 показана двумерная область погрешностей $\delta(\Delta V_{V_{i,j}})$, $\delta(\Delta i_{i,j})$, границы которой соответствуют сближению спутников на расстояния менее 100 м (условно принято, что расстояние между спутниками менее 100 м является предельно допустимым по условиям их

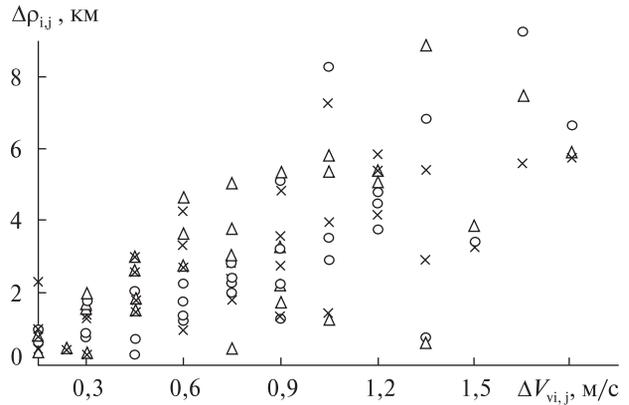


Рис. 6. Расстояния между спутниками при первом событии их сближения (треугольники, крестики и кружки — $w = 0, 69$ и 100 соответственно)

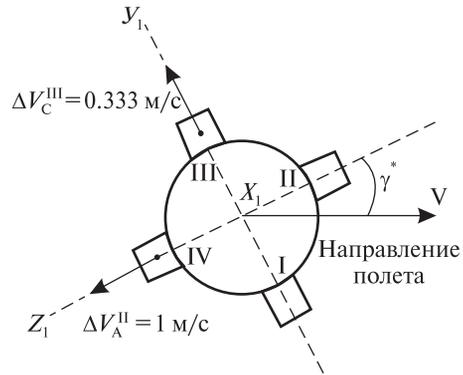


Рис. 7. Условия отделения пары спутников

Таблица 2. Комбинации разностей параметров отделения пар спутников

$\Delta V_{V_{i,j}}$, м/с	$\Delta i_{i,j}$, 10^{-5} рад	$N_{i,j}$	k_{ij}
0.15	1; 4; 1.6	16500	1
0.3	2; 8; 12; 17	8250	3
0.45	8; 12; 18	5500	4
0.6	4; 9; 14; 16	4100	6
0.75	0; 5; 10; 20	3300	8
0.9	1; 4; 6; 24	2750	9
1.05	2; 3; 8	2350	11
1.2	2; 7; 8	2050	13
1.35	6; 9	1820	14
1.5	10	1650	16
1.65	11	1500	18
1.8	12	1380	19

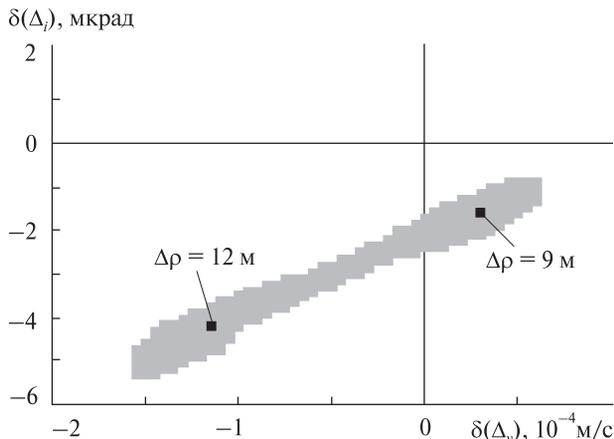


Рис. 8. Двумерная область $\delta(\Delta V_{V_{i,j}})$, $\delta(\Delta i_{i,j})$ погрешностей отделения спутников. Начало координат соответствует расчетным параметрам отделения спутников $\Delta V_{V_{i,j}} = 0.75$ м/с и $\Delta i_{i,j} = 10^{-4}$ рад ($\Delta V_{\perp V_{i,j}} = 0.75$ м/с)

штатного функционирования с учетом погрешностей модели расчетов, неточностей отделения и других причин).

АЛЬТЕРНАТИВНАЯ СХЕМА ОТДЕЛЕНИЯ БОЛЬШОЙ ГРУППИРОВКИ СПУТНИКОВ

Реализация отделения группировки спутников по схеме рис. 2 основывается на использовании механических, электрических, пневматических и других устройств расталкивания. Как правило, из-за отсутствия средств регулирования выдаваемой мощности работа этих устройств приводит к значительному разбросу скоростей отделения при отделении спутников (до 10 % от номинала). Вследствие этого будут иметь место заметные изменения условий отделения спутников и разброс расстояний между ними на начальном этапе их расхождения после отделения и в последующем.

В качестве альтернативы может использоваться схема (рис. 9) с последовательным отделением спутников перпендикулярно к продольной

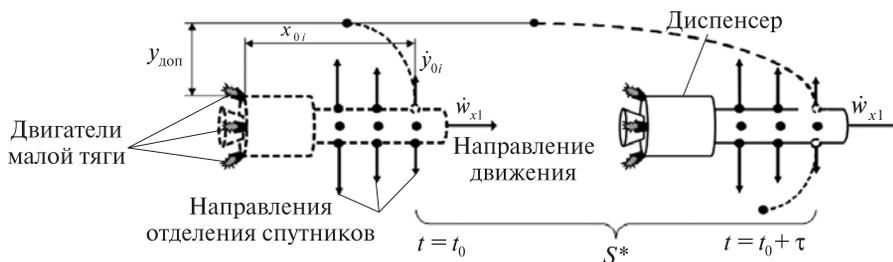


Рис. 9. Альтернативная схема отделения большого числа спутников с шагом $S^* = \dot{w}_{x1} \tau_{i,j}^2 / 2$

оси диспенсера при движении ракеты с малым продольным ускорением по направлению полета $\dot{w}_{x1} = 0.02...0.1$ м/с².

Преимущество такой схемы состоит в возможности отделения каждого очередного спутника по командам от системы управления после набора заданного приращения скорости полета. Требуемые характеристики относительного движения группировки спутников на начальном этапе после отделения (в том числе реализация прохождения их траекторий на безопасном расстоянии ($y_{доп}$) от зоны газовых потоков, образованных работой двигателей малой тяги) и в последующем на этапе сближений спутников на минимальные расстояния обеспечивается выбором: продольного ускорения ракеты \dot{w}_{x1} , длительности временных интервалов $\tau_{i,j}$ между отделениями спутников и скорости отделения спутников перпендикулярно к продольной оси ракеты \dot{y}_{0i} .

В частности, введение ограничения на приращение $\Delta V_{V_{i,j}}$ скорости полета двух последовательно отделяемых спутников с интервалом отделения $\tau_{i,j}$, которое обеспечивает их безопасное прохождение в зоне распространения газовых потоков, образованных работой двигателей малой тяги, определяется условием (рис. 9):

$$\dot{y}_{0i} \geq y_{доп} \sqrt{\frac{\dot{w}_{x1}}{2x_{0i}}} \quad (5)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Движение спутников группировки после выведения на орбиту характеризуется их многократным взаимным сближением на малые расстояния.

2. Определены условия, при реализации которых плоскости орбит спутников на этапах их максимальных сближений в течение 100...200 витков полета практически совпадают. С учетом условий отделения спутников, периодических возмущений высот орбит и боковых смещений,

расстояния между спутниками на этапах максимальных сближений могут достигать предельно малых значений.

3. Для солнечно-синхронных орбит с высотами 600...700 км при отделении группировки спутников в районе экватора сближение их на минимальные расстояния реализуется при равенстве проекций относительных скоростей отделения на направление полета и на перпендикуляр к плоскости орбиты.

4. Численно подтверждена возможность сближения на длительных временных интервалах пар спутников группировки на расстояние около 10 м.

5. Введение малого ускорения ракеты на участке отделения спутников позволяет обеспечить требуемые характеристики их расхождения на первых и последующих витках полета.

1. Воробьева И. А., Шептун А. Д. Проектно-баллистические исследования по групповым запускам спутников в одном пуске ракеты-носителя на разнесенные базовые // Науч. журн. ХУПС. — 2014. — № 3. — С. 164—168.
2. Дегтярев А. В., Шептун А. Д. Проектно-баллистические решения по групповым запускам космических аппаратов в район нескольких базовых орбит // НТС «КБ «Южное». — 2011. — Вып. 2.
3. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. — М.: Наука, 1965. — 540 с.
4. Degtyarev A., Degtyarenko P., Sirenko V., Sheptun A. Research of trajectories of spacecraft cluster injection into different orbits in one «Cyclone-4» vehicle launch // Space research in Ukraine 2010—2012. — Kyiv, 2012.
5. Degtyarev A., Sheptun A., Mashtak I. Feasibility study of spacecraft cluster lunches with lunch vehicle into various basic orbits // IAC-13-D2.P.16, 64th International Astronautical Congress, China, 2013.
6. Vorobiova I., Sheptun A. Launch vehicle energy performance during single injection of the satellites into individual orbits // IAC-14-D2.2.9, 65th International Astronautical Congress, Canada, 2014.

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

REFERENCES

1. Vorobiova I.I., Sheptun A.D. Ballistic research of satellites injection into different initial orbits by one launch. *Nauka i tekhnika Povitryanykh Syl Zbroynykh syl Ukrainy*, N 3 (16), 164—168 (2014) [in Russian].
2. Degtyarev A. V., Sheptun A. D. Design and ballistic solutions group launches spacecraft to the area a few basic orbits. *NTS KB Yuzhnoye*, Is. 2 (2011) [in Russian].

3. Elyasberg P.E. Introduction to the theory of flight of artificial satellites. 540 p. (Nauka, Moscow, 1965) [in Russian].
4. Degtyarev A., Degtyarenko P., Sirenko V., Sheptun A. Research of trajectories of spacecraft cluster injection into different orbits in one «Cyclone-4» vehicle launch. *Space research in Ukraine 2010—2012*. (Kyiv, 2012).
5. Degtyarev A., Sheptun A., Mashtak I. Feasibility study of spacecraft cluster lunches with lunch vehicle into various basic orbits. *IAC-13-D2.P.16, 64th International Astronautical Congress, China, 2013*. (2013).
6. Vorobiova I., Sheptun A. Launch vehicle energy performance during single injection of the satellites into individual orbits. *IAC-14-D2.2.9, 65th International Astronautical Congress, Canada, 2014* (2014).

О. В. Дегтярьов, І. А. Воробіюова, А. Д. Шептун
Державне підприємство «Конструкторське бюро
«Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро

ОРГАНІЗАЦІЯ РІВНОМІРНОГО РОЗХОДЖЕННЯ УГРУПОВАННЯ МАЛИХ СУПУТНИКІВ ПІСЛЯ ВІДОКРЕМЛЕННЯ ТА ЇХНЬОГО ПРИЙНЯТНОГО РОЗНЕСЕННЯ НА ЕТАПАХ НАСТУПНИХ ЗБЛИЖЕНЬ

Визначено умови рівномірного розходження групи супутників на перших витках польоту після відокремлення та їхнього зближення на малі відстані на великих часових інтервалах. Одержано аналітичні співвідношення та умови відокремлення пар супутників, яким відповідають мінімальні відстані на етапі їхнього зближення. Чисельно підтверджено можливість зближення супутників на відстані близько 10 м.

Ключові слова: групові запуски, мінімальні значення відстаней, кутове рознесення супутників, кутове рознесення площин орбіт, оцінювання мінімальних відстаней, максимальне зближення супутників.

A. B. Degtyarev, I. A. Vorobiova, A. D. Sheptun
Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro

ORGANIZATION OF UNIFORM DISPERSAL FOR GROUP OF SMALL SATELLITES AFTER THEIR SEPARATION AND ACCEPTABLE SPREAD AT STAGES OF THEIR FURTHER APPROACHES

In this paper we defined conditions for uniform distribution of satellite group during first flight orbits after separation and their approaching to small distances for a long time intervals. We describe analytical relations and conditions for separation of satellite pairs, which correspond to minimal distances during their approach period. The possibility of satellites approach to distances approximately equal 10 m was confirmed numerically.

Keywords: group launches, minimal distances, satellites spatial separation, angular spatial separation of orbit planes, estimation of minimal distances, maximal satellites approaches.