

<https://doi.org/10.15407/knit2019.06.015>

УДК 629.783

А. В. Дегтярев, А. Д. Шептун

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

МЕТОДОЛОГИЯ, МЕТОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ ПЕРВЫХ ОЦЕНОК ВЕРОЯТНОСТИ СБЛИЖЕНИЯ СПУТНИКОВ ГРУППИРОВКИ НА МАЛЫЕ РАССТОЯНИЯ

Предложены методы (аналитический и численный на основе интегрирования уравнений движения центра масс двух спутников) оценки вероятности первых сближений спутников группировки на малые расстояния в длительном полете. Определены условия отделения спутников, при реализации которых в некотором (определенном для каждой пары спутников) интервале чисел витков полета плоскости их орбит совпадают. Соответственно для таких пар спутников вероятность их сближения на малые расстояния является максимальной. Для группировки из 12 спутников проведено определение вероятности сближения двух пар спутников на расстояния до 100 м. Получены предварительные оценки вероятности сближения спутников в группировке числом до 100 шт.

Ключевые слова: группировка спутников, солнечно-синхронные орбиты, вероятность сближения спутников.

ВВЕДЕНИЕ

В мире увеличивается количество запусков одной ракетой десятков и сотен спутников в район одной базовой орбиты. В полете эти спутники образуют в ограниченной области космического пространства компактную группировку, плотность расположения спутников в которой в $10^5 \dots 10^6$ раз больше плотности расположения космических объектов в ближнем космосе. При групповом отделении спутников начальное угловое разнесение плоскостей их орбит невелико, обычно не больше нескольких долей градуса, что повышает вероятность сближения спутников на малые расстояния при последующем движении.

Исходя из физической картины движения спутников в гравитационном поле Земли (ГПЗ)

их взаимно относительное движение характеризуется периодическими сближениями на малые расстояния и расхождениями на расстояние порядка $2a$ (a — полуось базовой орбиты). Число пар из n спутников в группировке составляет $n(n-1)/2$, а количество сближений на 5-летнем сроке её эксплуатации увеличивается в квадратичной зависимости примерно по закону $3.5 \cdot n^2$, и при $n=100$ число сближений спутников на этом периоде достигает 30...35 тысяч.

Поэтому первичная оценка вероятности сближения спутников группировки на малые расстояния (например 100 м) в настоящее время считается вполне уместной, а получение численных оценок такой вероятности представляется уже ожидаемым.

Основой для проведения работ по оценке вероятности сближения пар спутников на малые расстояния являются характеристики их взаим-

© А. В. ДЕГТЯРЕВ, А. Д. ШЕПТУН, 2019

но относительного движения и сближения при совместном полете.

До последнего времени вопросы сближения спутников на малые расстояния на больших временных интервалах после отделения от ракеты-носителя одновременно или с некоторым разнесением во времени оставались вне поля зрения исследователей. Анализировалось движение пар отделившихся спутников на первых витках полета исключительно с целью получения данных по их несоединению между собой и корпусом ракеты. Обычно при этом полагалось, что неуправляемые в полете спутники с течением времени «самостоятельно» разойдутся на безопасные расстояния, и их взаимно относительное движение в дальнейшем не будет влиять на выполнение задач пуска.

Первые публикации по сближению спутников на больших временных интервалах появились сравнительно недавно. В докладе на 64-м международном астронавтическом конгрессе в г. Иерусалиме [11] и работах [5, 10] для частного случая — отделения спутников на экваторе — были представлены результаты аналитических исследований по определению условий их отделения, при реализации которых происходит равномерное расхождение спутников на первых витках автономного полета и сближение на малые расстояния в дальнейшем.

Доказано, что в некоторой окрестности чисел витков N полета

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

(V_0 — скорость, $\Delta V_{V_{i,j}}$ — разность проекций скоростей отделения двух спутников на направлении полета; T_i, T_j — периоды обращения спутников) плоскости орбит спутников могут практически совпадать, а сами спутники при этом могут находиться в малой окрестности пространства по отношению друг к другу. Это соотношение позволяет определить интервал витков полета пар спутников, при которых происходит их сближение на малые расстояния. Например, при $\Delta V_{V_{i,j}} \approx 1$ м/с их сближение происходит примерно на 2500 витке полета, т. е. примерно через полгода.

В упомянутых источниках представлено численное подтверждение реальности сближения пар спутников на расстояние около 10 м по истечению нескольких тысяч витков полета. Задача оценки вероятности сближения на малые расстояния (например 10 или 100 м) из-за чрезвычайной её сложности в этих источниках не рассматривалась. С другой стороны, планируемые в ближайшем будущем выведения одной ракетой сотен малых спутников с учетом частоты первых сближений всех участников движения (спутники + диспенсер) порядка $n^2/2$ активизируют такие исследования. Накопленные на предыдущих этапах результаты работ по сближению спутников группировки на больших временных интервалах позволяют предложить методы оценки такой вероятности.

1. МЕТОДОЛОГИЯ, ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

Одной из нерешенных до настоящего времени проблем, связанных с выведением в район одной базовой орбиты большого числа спутников группировки, является оценка вероятности их сближения на малые расстояния на больших временных интервалах и подготовка рекомендаций по снижению указанной вероятности для пар спутников группировки, для которых такое сближение нежелательно. Целью исследований является формирование аналитического и численного (на основе интегрирования уравнений движения) методов оценки вероятности сближения спутников группировки на расстояния, меньшие заданных. Конечной целью работ должно быть проведение численной оценки (желательно разными методами) вероятности сближения пар спутников на малые расстояния, сравнение полученных данных двумя методами, их анализ, формирование предложений по снижению упомянутой вероятности. Расчеты проводить применительно к варианту компоновки и отделения 12 спутников, реализованных в проекте «Глобалстар». Ставится задача оценить возможность распространения полученных данных по вероятностям сближения спутников на малые расстояния на другие условия их запуска и отделения.

В обеспечение выполнения этих задач должны быть последовательно рассмотрены вопросы расхождения — сближения плоскостей орбит спутников в длительном полете при их отделении в любой точке орбиты и определены условия, минимизирующие в некоторой окрестности чисел $N \sim N_{ij} = (1/3)V/\Delta V_{V_{ij}}$ это расхождение; исследовано взаимное движение перигея и апогея двух сближающихся орбит и их разнесение в окрестности витков $N \sim N_{ij}$.

Применительно к целям и задачам настоящей работы методология определяет поэтапное проведение исследований:

1) анализ взаимно относительного движения (сближения) пар спутников группировки на больших временных интервалах при их отделении в любой точке орбиты;

2) определение условий отделения спутников, соответствующих максимальной вероятности их сближения на малые расстояния;

3) оценка влияния «малых» факторов (аномалий ГПЗ, атмосферного торможения) на взаимно относительное движение спутников на больших временных интервалах с оценкой допустимости использования упрощенных вариантов ГПЗ при расчете сближения спутников;

4) формирование методов оценки вероятности сближения пар спутников группировки на расстояния, меньшие заданных;

5) численная оценка вероятности сближения спутников на малые расстояния, анализ результатов, рекомендации по условиям отделения, исключаяющим повышенную вероятность сближения, проверку истинности полученных результатов.

Первый и второй этапы работ определяют характеристики сближения спутников на малые расстояния и дополняют ранее полученные результаты по сближению спутников на случай их отделения на любом угловом расстоянии от экватора.

Результатами третьего и четвертого этапов является создание аналитического и численного методов оценки вероятности сближения спутников на малые расстояния на больших временных интервалах.

Пятый этап завершает цикл работ по определению для одного варианта выведения спутников на ССО высотой 650 км вероятности их

сближения на расстояние, меньшее 0.1 км. Полученные данные предположительно могут распространяться и на другие условия запуска (например, при изменении наклона орбиты), поскольку нет никаких оснований считать предложенную методологию в какой-то мере применимой только к одному частному случаю отделения спутников.

Все расчеты проведены для варианта отделения 12 спутников, расположенных на боковой поверхности диспенсера в характерных точках I, II, III, IV в трех нормальных к продольной оси РН плоскостях, с организацией их равномерного расхождения на первых витках автономного полета. Результаты этих исследований представлены в работах [5, 10, 11] для частного варианта отделения спутников на экваторе: был проведен анализ сближения-расхождения спутников на больших временных интервалах. Ниже этот анализ расширен на случай отделения спутников в любой точке орбиты. Схема расположения 12 спутников на боковой поверхности диспенсера, скорости и направления их отделения представлены в работах [5, 7].

2. ХАРАКТЕРИСТИКА МАКСИМАЛЬНЫХ СБЛИЖЕНИЙ СПУТНИКОВ ГРУППИРОВКИ НА БОЛЬШИХ ВРЕМЕННЫХ ИНТЕРВАЛАХ ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ

В результате отделения двух спутников (здесь и далее — спутник i и спутник j) с относительными скоростями по направлению полета $\Delta V_{V_{ij}}$ и нормали к плоскости начальной орбиты $\Delta V_{\perp V_{ij}}$ образуются две орбиты (рис. 1, 2) с отличающимися фокальными параметрами $\Delta P_{i,j} = r \Delta V_{V_{ij}}/V$ и наклонами $\Delta i_{i,j} = \Delta V_{\perp V_{ij}}/V \cos(u_0)$; эксцентриситеты этих орбит с точностью до малых второго порядка совпадают ($e_i = e_j = \Delta V_{V_{ij}}/V$), аргументы перигетров орбит в ньютоновском поле разнесены на 180° ; в момент отделения спутники располагаются в одной точке пространства, i -спутник — в апогее своей (образованной после отделения) орбиты, j -спутник — в перигее собственной орбиты.

В данном разделе исследуются вопросы сближения-расхождения на больших временных интервалах плоскостей орбит двух спутников под влиянием разных их прецессий, относительного

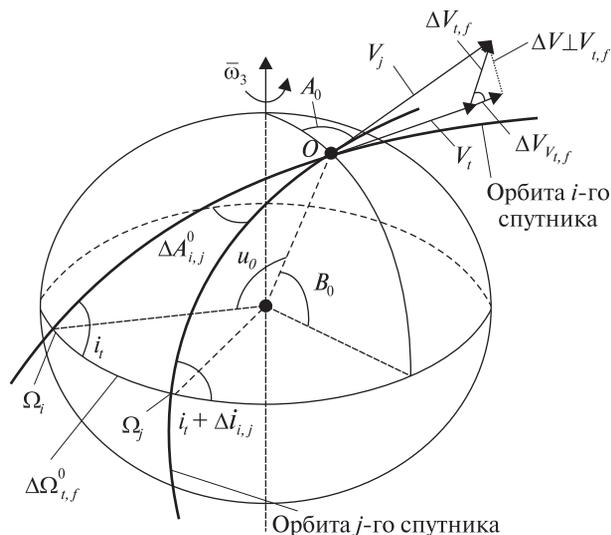


Рис. 1. Орбиты двух спутников i, j после их отделения (точка O) [5]

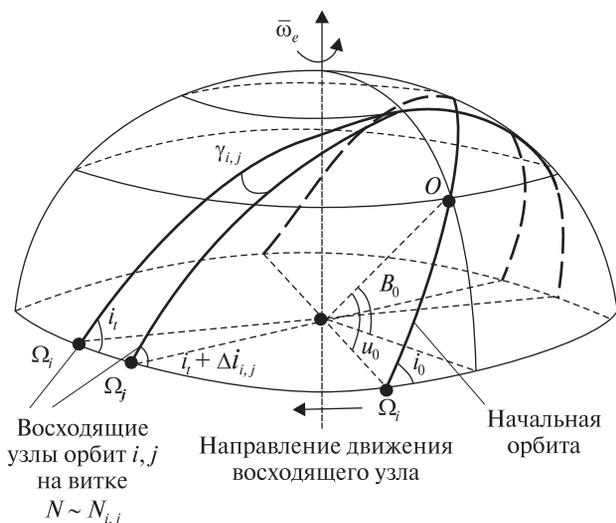


Рис. 2. Положение орбит двух спутников i, j через $N_{i,j}$ витков полета [5]

движения апогея i -го спутника и перигея j -го спутника, изменений проекций расстояний между спутниками на этапе их сближения на малые расстояния.

Исследования проводятся в основном применительно к ГПЗ общего земного эллипсоида с полярным сжатием $\alpha = 1/298.25$; параметры атмосферы приняты согласно [3]; вековые и периодические возмущения околокруговых орбит

приняты согласно [6, 8, 9]. В необходимых случаях уровень точности ГПЗ повышается — используется достаточно полное его представление в виде разложения в ряд по сферическим функциям с удержанием 16×16 гармоник разложения (далее — реальное ГПЗ).

2.1. Условия сближения плоскостей орбит двух спутников. Влияние относительных скоростей отделения спутников по трем взаимно перпендикулярным направлениям: a — по скорости полета $\Delta V_{V_{i,j}}$, b — по нормали к плоскости орбиты $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$ и v — по направлению радиуса орбиты ΔV_r — на характер изменения их орбит представлены в работе [8, С. 47–50]. В варианте a имеет место их однократное сближение на минимальное расстояние через $N \approx N_{i,j} = T_i / |T_i - T_j|$ витков полета (например, для орбит с высотой около 650 км, периодом обращения i -го спутника $T_i \approx 5900$ с и разностью периодов обращения $T_j - T_i \approx 1$ с сближение спутников произойдет в окрестности $N_{i,j} = 5900$ витка полета).

В отличие от варианта a , взаимное относительное движение пары i, j спутников в вариантах b и v согласно [8] характеризуется их сближением дважды на каждом витке полета. Соответственно этим вариантам отделения спутников сопутствует повышенная вероятность их сближения на малые расстояния. С учетом частоты пересечения орбит преимущество имеет вариант отделения по схеме a , однако при большом числе отделяемых спутников его реализация затруднена из-за необходимости создания значимых скоростей отделения первых спутников, что сопряжено с известными техническими трудностями. Объединение вариантов a и b позволяет существенно (в разы) уменьшить максимальную скорость отделения спутников, обеспечить их равномерное расхождение на первых витках полета и несближение на малые расстояния на больших временных интервалах.

Примером такого объединения служит организация отделения 12 спутников, расположенных на боковой поверхности диспенсера и отделяемых перпендикулярно к продольной оси диспенсера [5]. Угловой выставкой диспенсера относительно плоскости орбиты и вектора скорости можно добиться реализации вариантов a

и б. В качестве исходных данных для проведения исследований следует использовать:

- по схеме расположения спутников на диспенсере, направлением по скоростям их отделения (рис. 2 из работы [5]),
- по расположению спутников после 1-го витка полета (рис. 3 из работы [5]).

Направления и скорости отделения спутников представлены в табл. 1.

Ниже приведены основные зависимости и формульные соотношения, использованные при анализе сближения спутников на малые расстояния на больших временных интервалах (обозначения общепринятые) при их отделении в любой точке орбиты $u_0 \neq 0$ (рис. 1, 2).

Для определенности будем полагать, что для любой пары i, j отделяемых спутников выполняются следующие неравенства:

$$\Delta V_{V_{i,j}} = V_j - V_i > 0,$$

$$\Delta i_{i,j} = i_j - i_i > 0,$$

$$\Delta r_{ij}^0 = 2 \frac{r_i}{V_i} \Delta V_{V_{i,j}},$$

$$\Delta \Omega_{i,j}^0 = \Omega_j - \Omega_i \approx \frac{\sin u_0}{\sin i_0} \cdot \frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{V_0}, \quad (1)$$

$$\Delta i_{i,j} \approx -\cos u_0 \frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{V_0}, \quad (2)$$

$$\Delta T_{i,j} = T_j - T_i = 3T_0 \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{V_0} > 0 \quad (3)$$

(обозначения согласно рис. 1 и 2, индекс «0» относится к базовой орбите, при этом условно полагается $i = i_0, V_i = V_0, r_i = r_0$. Рис. 1 и 2 отражают обычную картину движения двух спутников и взаимодействованы из работы [5] исключительно для

пояснения буквенных обозначений в соотношениях (1)—(6) и в целях сокращения текста).

За каждый виток полета двух спутников долготы восходящих узлов их орбит согласно [11] изменятся на

$$\delta \Omega_{ii} = -\pi \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \alpha \cos i_0,$$

$$\delta \Omega_{ij} = -\pi \left(\frac{a_e}{r_0 + \Delta r_{i,j}} \right)^2 \alpha \cos(i_0 + \Delta i_{i,j}). \quad (4)$$

Расхождение двух спутников по направлению движения определяется разностью их периодов обращения $\Delta T_{i,j}$. В окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ [5, 10, 11] оба спутника окажутся в малой окрестности по отношению друг к другу, при этом с учетом неравенств $r_j > r_i$ и $T_j > T_i$ спутник j к этому моменту совершит ровно на один виток меньше, т. е. $N_i - N_j = 1$.

В отличие от используемой в работе [5] принята модель сближения восходящих узлов двух орбит i, j на больших временных интервалах в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$.

В окрестности числа витков полета $N \sim N_{i,j}$ угловое разнесение восходящих узлов двух орбит будет определяться соотношением

$$\Delta \Omega_{i,j}(N \sim N_{i,j}) = \Delta \Omega_{i,j}^0 + \Delta \Omega_j(N) - \Delta \Omega_i(N+1). \quad (5)$$

Условие (5) с учетом $N \sim N_{i,j}$ и соотношений (1)—(4) может быть представлено в виде

$$\Delta \Omega_{i,j}(N \sim N_{i,j}) = \frac{\sin u_0}{\sin i_0} \frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{V_0} +$$

$$+ \pi \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \alpha \cos i_0 (N_{i,j} + 1) - \pi \left(\frac{a_e}{r_0 + \Delta r_{i,j}} \right)^2 \times$$

$$\times \alpha \cos(i_0 + \Delta i_{i,j}) N_{i,j}. \quad (6)$$

Таблица 1. Направления и скорости отделения спутников, м/с

Яруса установки спутников	Плоскости стабилизации			
	I	II	III	IV
A	ΔV	ΔV	ΔV	ΔV
B	$0.667 \cdot \Delta V$	$0.833 \cdot \Delta V$	$0.667 \cdot \Delta V$	$0.833 \cdot \Delta V$
C	$0.333 \cdot \Delta V$	$0.667 \cdot \Delta V$	$0.333 \cdot \Delta V$	$0.667 \cdot \Delta V$

При $\Delta\Omega_{i,j}(N \sim N_{i,j}) = 0$ (соответствует малому угловому разнесению плоскостей орбит двух спутников в окрестности чисел полета $N \sim N_{i,j}$) соотношение (6) с учетом (2), (3) после преобразований с удержанием членов не выше первого порядка малости разрешается в виде

$$\Delta V_{V_{i,j}} = -\frac{A \operatorname{tg} i_0 \cos u_0 \Delta V_{\perp V_{i,j}}}{7A - B \cdot \Delta V_{\perp V_{i,j}}}, \quad (7)$$

где

$$A = \frac{\pi}{3} \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \alpha \cos i_0, \quad B = \frac{1}{V_0} \frac{\sin u_0}{\sin i_0}.$$

Численные значения величин u_0 , $\Delta V_{V_{i,j}}$, $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$, удовлетворяющие соотношению (7), обеспечивают одновременно выполнение условий близости расстояний между парами i, j отделяемых спутников в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ и минимального углового разнесения плоскостей их орбит (не выше разности наклонений орбит — до одной угловой минуты, обусловленной условиями отделения). С учетом малой угловой скорости расхождения плоскостей орбит (на уровне долей угловых секунд за виток полета) такое положение (близость плоскостей орбит и местоположений спутников) будет сохраняться длительное время (на уровне от нескольких десятков до сотен витков полета). Последнее обеспечивает повышенную вероятность сближения пар спутников на минимальные расстояния. Согласно данным [5, 10, 11] минимальное расстояние между парой спутников i, j может достигать 10 м.

Из выражения (7) для солнечно-синхронных орбит ($i_0 \sim 98.1^\circ$) с высотой орбиты $h_0 \approx 650$ км при отделении двух спутников на экваторе ($u_0 = 0$) следует $\Delta V_{\perp V_{i,j}} \approx \Delta V_{V_{i,j}}$. Для рассматриваемого примера (п. 1) отделения группы спутников в количестве 12 единиц этому условию отвечают пары спутников $A_4 - C_1$ и $A_2 - C_3$, для которых номинальные значения проекций относительных скоростей отделения на направление полета и перпендикуляр к вектору скорости равны и составляют $\Delta V_{V_{i,j}}^0 = \Delta V_{\perp V_{i,j}}^0 = 0.75$ м/с.

Результаты интегрирования систем уравнений движения этих пар спутников подтвердили приведенное выше аналитическое исследование — их

сближение на минимальное расстояние произошло на 3380 витке полета (при прогнозируемом по упрощенной зависимости $N \sim N_{i,j} = (1/3)V_0/\Delta V_{V_{i,j}} = 3330$ витков). В том случае, если значения $\Delta V_{V_{i,j}}$, $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$ относительных скоростей отделения двух спутников i, j не удовлетворяют соотношениям (7), плоскости орбит этих спутников пересекаются ($\Delta\Omega_{i,j} \neq 0$) и угол пересечения $\gamma_{i,j}$ может достигать нескольких градусов. С увеличением угла $\gamma_{i,j}$ зона возможного сближения спутников в окрестности пересечения орбит резко уменьшается, уменьшается и вероятность их сближения на малые расстояния.

2.2. Расхождение спутников по радиусу-вектору на этапе их сближения на малые расстояния.

При выполнении условия (7) (т. е. применительно к случаю, когда в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ восходящие узлы двух орбит совпадают — $\Delta\Omega_{i,j} \sim 0$) расстояние по радиусу-вектору между двумя спутниками на этих орбитах может достигать $\Delta r_{i,j} = 4r\Delta V_{V_{i,j}}/v$ [8]. При принятых условиях отделения спутников (п. 2.1) отклонения средних величин радиусов их орбит составляют $\Delta r_{i,j}^{cp} = 1.2 \dots 3.1$ км. Остальные факторы на фоне таких заметных возможных изменений высот полета двух спутников намного меньше. К этим факторам относятся [8]:

- периодические возмущения высот околокруговых орбит, обусловленные влиянием гравитационного поля Земли. Эти возмущения для двух орбит с разными средними высотами $\Delta h_{i,j}^{cp} = \Delta r_{i,j}^{cp}$ и наклонениями $\Delta i_{i,j}$ вызывают дополнительные к $\Delta r_{i,j}^{cp}$ периодические изменения высот орбит $\Delta_{\text{пер}} r_{i,j}^{cp}$ этих спутников. С учетом близости местоположений $\varphi_i = \varphi_j$ спутников в окрестности чисел витков полета $N \sim N_i$ соотношение (13.19) в работе [8] для варианта отделения спутников с относительными скоростями $\Delta V_{V_{i,j}} = \Delta V_{\perp V_{i,j}} = 0.75$ м/с дает следующую оценку дополнительной максимальной разности периодических возмущений высот орбит двух спутников на ССО с разными средними радиусами $\Delta r_{i,j}^{cp} = r_j^{cp} - r_i^{cp}$ и наклонениями $\Delta i_{i,j} = i_j - i_i$:

$$\delta(\Delta_{\text{пер}} r) \Big|_{\Delta r_{i,j}^{cp}} < 1 \text{ м}, \quad \delta(\Delta_{\text{пер}} r) \Big|_{\Delta i_{i,j}} < 1 \text{ м}; \quad (8)$$

- изменение высот орбит двух спутников из-за разного влияния аэродинамического сопро-

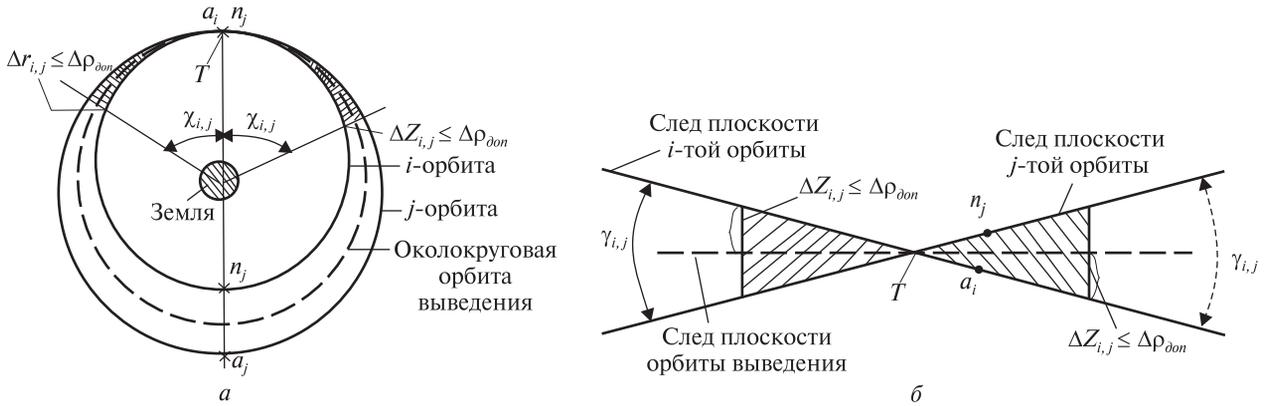


Рис. 3. Зона (заштрихована) возможного сближения пар спутников i, j группировки на расстояние, меньшее заданного — $\Delta r_{i,j} \leq \Delta \rho_{\text{доп}}$; a — по направлению полета $\Delta \ell_{i,j} \leq \Delta \rho_{\text{доп}}$ и радиусу-вектору $\Delta r_{i,j} - \chi_{i,j} \leq \sqrt{\frac{\Delta \rho_{\text{доп}} V}{r \Delta V_{V_{i,j}}}}$, b — по нормали к плоскости орбит $\Delta z_{i,j} \leq \Delta \rho_{\text{доп}}$ $\gamma_{i,j}$

твления при их движении по орбитам с разной средней высотой $\Delta h_{i,j}^{ep}$. Вариация разности средних высот орбит двух спутников по отклонениям их средних высот и плотности атмосферы в окрестности $N \sim N_{i,j}$ витков полета на основании уравнения для Δr в соотношениях (14.34) в работе [8] после преобразований может быть представлена в виде

$$\Delta(\delta r_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}} \approx 26 C r_0^3 \frac{\partial \rho}{\partial r}(r_0). \quad (9)$$

Расхождение высот $\Delta(\delta r_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}}$ двух орбит двух спутников в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ зависит от их баллистического коэффициента $C = \frac{C_x S_M}{2m}$, высоты опорной орбиты r_0 , производной плотности атмосферы по высоте $\partial \rho / \partial h(r_0)$ в окрестности опорной орбиты радиуса r_0 , солнечной активности. Для средних солнечной и геомагнитной активности при высоте ССО 600...700 км и баллистическом коэффициенте, с большим числом спутников в группировке на уровне $c = 0.05 \text{ м}^2/\text{кг}$ расхождение высот $\Delta(\delta r_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}}$ обычно не превышает 10 м. Это расхождение высот с увеличением баллистического коэффициента и солнечной активности может достигать нескольких десятков метров.

Исходя из представленного анализа сближение спутников на малые расстояния (например, менее 100 м) возможно только в окрестности точек апогея орбиты i -го спутника или перигея ор-

биты j -го спутника, угловое расстояние между этими точками не превышает 0.4° (см. п. 2.4).

С учетом изложенного при совпадении плоскостей орбит двух спутников ($\gamma_{i,j} = 0$) разность их радиусов в некоторой окрестности $\chi_{i,j}$ точки a_i (или n_j) с учетом $\ell_i = \ell_j = \Delta V_{i,j}/V$, $w_{a_i} = 180^\circ$ и $w_{n_j} = 0^\circ$ может быть представлена в виде (рис. 3, а)

$$\Delta r_{i,j} = \frac{P_j}{1 + \ell_j \cos(0^\circ \pm \chi_{i,j})} - \frac{P_i}{1 + \ell_i \cos(180^\circ \pm \chi_{i,j})}. \quad (10)$$

После преобразований соотношение (10) с точностью до малых первого порядка малости записывается в виде

$$\Delta r_{i,j} = 2r \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{V} (1 - \cos \chi) = r \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{V} \chi^2.$$

Если максимальная разность радиусов орбит двух спутников задана неравенством $\Delta r_{i,j} \leq \Delta \rho_{\text{доп}}$, то допускаемое угловое отклонение положений двух спутников по радиусу-вектору относительно апогея — перигея орбит двух спутников определяется неравенством (рис. 3, а)

$$\chi_{i,j} \leq \pm \sqrt{\frac{\Delta \rho_{\text{доп}} V}{r \Delta V_{V_{i,j}}}}. \quad (11)$$

Оценка угла $\chi_{i,j}$ дает такой результат: при $V = 7500 \text{ м/с}$, $\Delta V_{V_{i,j}} = 0.75 \text{ м/с}$, $r \sim 7000 \text{ км}$, $\Delta \rho_{\text{доп}} = 0.1 \text{ км}$ имеем $\chi \leq 21.6^\circ$, т. е. в пределах по

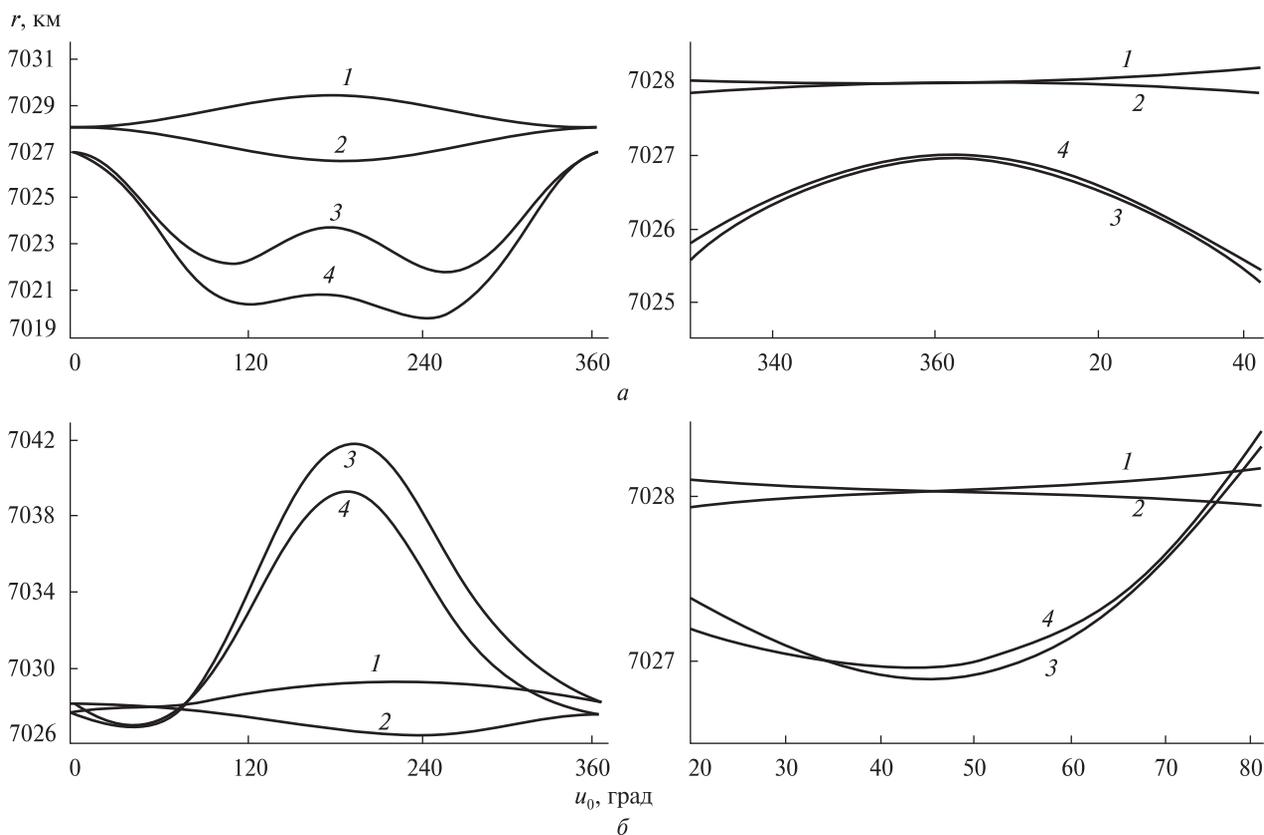


Рис. 4. Зависимость радиусов орбит двух спутников от угловой дальности u_0 : *a* — отделение спутников на экваторе, *б* — отделение спутников на широте $B_0 = 45^\circ$; 1, 2 — ньютоновское ГПЗ, 3, 4 — реальное ГПЗ; импульсы отделения: *j*-спутник $\Delta V_j = +0.375$ м/с (варианты 1, 3), *i*-спутник $\Delta V_i = -0.375$ м/с (варианты 2, 4); число витков полета: *j*-спутник $N_j = 3480$, *i*-спутник $N_i = 3481$

углу $\pm 21.6^\circ$ от точки a_i (или n_j) разность радиусов орбит двух спутников не будет превышать 0.1 км. На краях этого диапазона при заданном $\Delta r_{\text{доп}} = 0.1$ км составляющие отклонений по направлению движения $\Delta l_{i,j}$ и нормали к плоскости орбиты $\Delta z_{i,j}$ должны быть равны нулю. С увеличением углового разнесения орбит $\gamma_{i,j}$ численные значения границ $\chi_{i,j}$ уменьшаются, соответственно уменьшается вероятность сближения спутников на малые расстояния.

Реальное ГПЗ заметно изменяет форму орбит спутников. Это изменение для примера отображено на рис. 4 в виде периодических колебаний радиусов орбит двух спутников, отделяемых на экваторе $B_0 = 0^\circ$ и на широте $B_0 = 45^\circ$. Значимые периодические изменения радиусов орбит спутников приводят к тому, что их максимальные

сближения для обозначенных выше вариантов отделения происходят в районах апогея или перигея орбит (в отличие от движения двух спутников в ньютоновском ГПЗ, в котором их сближение происходит в апогее *i*-й орбиты и перигее *j*-й орбиты).

Приведенные на рис. 3, *a* и 4 данные позволяют заключить, что разности радиусов орбит двух спутников при использовании в расчетах ньютоновского и реального ГПЗ в обоих вариантах характеризуются примерно одинаковыми условиями близости орбит на участках сближения спутников на малые расстояния. Это обстоятельство дает возможность при расчете вероятности сближения спутников по высоте полета (радиусу орбит) ориентироваться на использование соотношения (11). При этом сложная мо-

дель совместного движения пар спутников в реальном ГПЗ обоснованно как бы заменяется существенно более простой ньютоновской моделью с возможностью построения на ее основе аналитического решения по оценке вероятности сближения пар спутников на малые расстояния. Допустимость такой замены представляется вполне очевидной. В связи с этим дальнейший анализ проводится применительно к движению пар спутников в ньютоновском ГПЗ.

2.3. Проекция расстояния между спутниками на этапе их максимальных сближений на нормаль к плоскости любой из орбит. Разность местоположения двух спутников по нормали к плоскости орбит с учетом принятого допущения о малости разности их наклонений (на уровне 20") определяется угловым разнесением их восходящих узлов $\Delta(\delta\Omega_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}}$ — в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$.

По оценкам при принятых в работе условиях отделения спутников максимальное значение разности $\Delta(\delta\Omega_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}}$ не превышает 1.5° . Угловое разнесение орбит при этом равно

$$\gamma_{i,j} = \Delta(\delta\Omega_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}} \sin i.$$

При отделении спутников на экваторе после подстановки в (7) условия $u_0 = 0$ угловое разнесение плоскостей двух орбит в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета преобразуется к виду

$$\begin{aligned} \gamma_{i,j} &= Ax, \\ A &= \frac{7}{6}\pi \left(\frac{a_e}{r}\right)^2 \alpha \sin 2i, \\ x &= 1 - \frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{\Delta V_{V_{i,j}}}. \end{aligned} \quad (12)$$

Из соотношения (12) следует, что плоскости орбит двух спутников при $N \sim N_{i,j}$ совпадают, если $\Delta V_{\perp V_{i,j}} / \Delta V_{V_{i,j}} = 1$. Для рассматриваемого в работе примера из 66 пар спутников, образованных при отделении 12 спутников, восходящие узлы орбит совпадают у двух пар $A_4 - C_1$, $A_3 - C_2$, для которых $x \approx 0$.

Наличие углового разнесения плоскостей орбит (даже незначительного, на уровне нескольких угловых минут) резко снижает суммарную

протяженность участков орбит двух спутников по обе стороны от точек их пересечения, расстояние между которыми по нормали к плоскости любой из орбит не должно превышать заданного расстояния $\Delta z_{i,j} \leq \Delta r_{\text{доп}}$. Например, при $\gamma_{i,j} \sim 1.5'$ и $\Delta r_{\text{доп}} = 0.1$ км суммарная протяженность этих участков не превышает 200 км (для сравнения при $\gamma \sim 0^\circ$ полагается, что плоскости орбит совпадают).

2.4. Условия сближения спутников по направлению полета. Здесь и далее полагается, что после отделения двух спутников их периоды обращения удовлетворяют условию $T_i < T_j$ (т. е. в результате отделения i -спутник тормозится, а j -спутник разгоняется).

В начальный момент времени после отделения один из спутников (далее i -спутник) находится в апогее a_i своей орбиты, второй (j -спутник) — в перигее n_j собственной орбиты. Численные значения фокальных параметров орбит двух спутников определяются как

$$P_i = r \left(1 - \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{2V}\right) \text{ и } P_j = r \left(1 + \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{2V}\right).$$

Отличия фокальных параметров P_i , P_j орбит этих спутников определяют разные их периоды обращения. В окрестности чисел витков полета $N \sim N_{ij} = T_i / |T_i - T_j| = (1/3)V_0 / \Delta V_{V_{i,j}}$ i -спутник совершит на один виток больше по сравнению с числом витков j -го спутника ($N_j = N_i - 1$). Если окажется, что в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ апогей i -орбиты и перигей j -орбиты также будут находиться в малой окрестности по отношению друг к другу, то такое событие будет весомым доказательством возможности сближения спутников на малые расстояния.

Проведем оценку углового разнесения апогея a_i и перигея n_j двух орбит в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета. С учетом соотношения $N_i = N_j + 1$ упомянутое угловое разнесение положений точек a_i и n_j записывается в виде

$$\begin{aligned} \delta(\Delta u_1)|_{N \sim N_{i,j}} &= \frac{\pi}{2} \left(\frac{a_e}{p_j}\right)^2 \alpha (5 \cos^2 i_j - 1) N_{i,j} - \\ &- \frac{\pi}{2} \left(\frac{a_e}{p_i}\right)^2 \alpha (5 \cos^2 i_i - 1) (N_{i,j} + 1). \end{aligned}$$

Численная оценка углового расстояния $\delta(\Delta u_1)|_{N \sim N_{i,j}}$ между точками a_i и n_j орбит двух спутников в достаточно широком диапазоне скоростей их отделения $\Delta V_{V_{i,j}} = \Delta V_{\perp V_{i,j}} = 0.15 \dots 1.5$ м/с — дает стабильный результат

$$\delta(\Delta u_1)|_{N \sim N_{i,j}} \approx 0.4^\circ. \quad (13)$$

Из этого следует, что в окрестности чисел витков $N \sim N_{i,j}$ полета спутников в ньютоновском ГПЗ апогей a_i и перигей n_j находятся в непосредственной близости друг к другу. Это означает, что если два спутника в окрестности упомянутого числа витков полета будут находиться одновременно вблизи апогея a_i или перигея n_j орбит этих спутников, то расстояние между ними может быть малым.

2.5. Характеристика сближения спутников на малые расстояния на больших временных интервалах. Проведенный в пп. 2.1—2.4 анализ сближения спутников на малые расстояния по трем ортогональным направлениям — направлению полета, радиусу-вектору положения спутников по орбите и нормали к плоскости орбиты — позволяет представить картину их сближения на малые расстояния в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета:

2.5.1. После отделения спутников первоначально (в окрестности чисел витков полета $N_{i,j} / 2$) спутники расходятся до расстояния $2a$, в последующем происходит их сближение с темпом $\Delta r_{i,j} = 3T\Delta V_{V_{i,j}}$ за каждый виток полета, при этом минимальное расстояние между парой спутников i, j на этапе сближения точно лежит в интервале $0 \dots 3T\Delta V_{V_{i,j}}$.

2.5.2. По достижении некоторого наименьшего значения расстояния $\Delta r_{i,j}^k$ между спутниками на k -м витке полета расстояния между ними в последующем будут с тем же темпом (подп. 2.5.1) увеличиваться.

2.5.3. При повторении опытов с другими характеристиками движения (разбросами условий отделения, изменением параметров внешней среды — плотности верхней атмосферы и др.) численное значение $\Delta r_{i,j}^k$ будет изменяться в тех же пределах $0 \dots 3T\Delta V_{V_{i,j}}$, но с другим значением $\Delta r_{i,j}^k$.

2.5.4. При большой выборке испытаний (числа расчетов траекторий с разными условиями движения в пределах принятых разбросов) переменная $\Delta r_{i,j}$ расположится в интервале $0 \dots 3T\Delta V_{V_{i,j}}$.

2.5.5. Зона сближения на малые расстояния любых двух спутников группировки увеличивается по мере уменьшения проекции относительной скорости их отделения на направление полета $\Delta V_{V_{i,j}}$ (см. выражение (11)).

2.5.6. Априори частота сближения пар спутников группировки на малые расстояния будет максимальной для орбит с угловым разнесением плоскостей, равным $\gamma_{i,j} = 0$ (12). С увеличением угла $\gamma_{i,j}$ протяженность близких участков орбит и частота сближения спутников на малые расстояния быстро уменьшаются. В общем случае зона сближения любых двух спутников группировки на малые расстояния всегда находится в области, охватывающий апогей — перигей i -й и j -й орбит соответственно (рис. 3) при необходимом условии нахождения в этой области одновременно пары спутников i, j .

Условно зона сближения спутников по всем трем ортогональным направлениям показана на рис. 3. Формула для расстояния $\Delta r_{i,j}$ между спутниками на витках их сближения на малые расстояния может быть записана в виде

$$\Delta r_{ij} = \sqrt{\Delta \ell_{V_{i,j}}^2 + \Delta r_{i,j}^2 + \Delta z_{i,j}^2} \leq \Delta r_{\text{доп}}, \quad (14)$$

где $\Delta \ell_{V_{i,j}}$, $\Delta r_{i,j}$, $\Delta z_{i,j}$ — проекции расстояния $\Delta r_{i,j}$ между спутниками на оси орбитальной системы координат (по направлению движения, радиусу-вектору положения, боковому смещению соответственно).

Максимальные значения этих проекций для принятого в работе примера равны $\Delta \ell_{V_{i,j}} = 13.1$ км, $\Delta r_{i,j} = \Delta z_{i,j} = 0.1$ км.

После достижения на некотором k -м витке минимального значения соотношения (14) в пределах $0 \dots 13.1$ км на каждом следующем витке расстояние между спутниками будет увеличиваться примерно на $3T\Delta V_{V_{i,j}}$.

3. МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ВЕРОЯТНОСТИ СБЛИЖЕНИЯ ПАР СПУТНИКОВ ГРУППИРОВКИ НА РАССТОЯНИЕ, МЕНЬШЕЕ ЗАДАННОГО

Отсутствие в доступной литературе методологии, методов и каких-либо оценок вероятности сближения спутников группировки в длительном полете на малые расстояния обусловлено сложностью проблемы. В данном разделе предложены два метода проведения таких оценок, которые следует рассматривать как предварительные. Первый из них сформирован на основе аналитического представления взаимно-относительного движения пар спутников по их сближению на малые расстояния на больших временных интервалах, второй использует численное интегрирование совместного движения двух спутников для получения данных по вероятности их сближения на расстоянии, меньшее заданных.

Построение методов базируется на материалах, представленных в докладе [11], работах [5, 10] и результатах исследований, изложенных ниже.

3.1. Аналитический метод оценки вероятности сближения. Сближение спутников может происходить в достаточно широком диапазоне витков полета в окрестности $N \sim N_{i,j} = (1/3)V / \Delta V_{V_{i,j}}$. Например, при разбросе скорости отделения $\Delta V_{V_{i,j}}$, равной $\delta(\Delta V_{V_{i,j}}) = \pm 0.1 \Delta V_{V_{i,j}}$, разброс числа витков $N_{i,j}$ равен

$$\delta N_{i,j} = \frac{1}{3} \frac{V}{\Delta V_{V_{i,j}}^2} \delta(\Delta V_{V_{i,j}}) = \frac{1}{3} \frac{V}{\Delta V_{V_{i,j}}} \frac{\delta(\Delta V_{V_{i,j}})}{\Delta V_{V_{i,j}}},$$

при $\Delta V_{V_{i,j}} = 0.75$ м/с разброс числа витков сближения спутников составляет ± 330 . Дополнительно к этому имеет место разброс числа витков сближения спутников, обусловленный отклонением плотности верхней атмосферы от номинальной. По оценкам этот разброс также составляет несколько сотен витков, суммарно разброс витков сближения спутников может достигать 500 и более.

Вероятность сближения спутников на расстояние, меньшее заданного $\Delta r_{\text{доп}}$, определяется вероятностями реализации трех независимых событий:

3.1.1. Событие первое реализуется в том случае, если число витков полета двух спутников находится в диапазоне $N \sim N_{i,j} \pm \Delta N_{i,j}$, где $\Delta N_{i,j}$ —

возможный разброс числа витков полета спутников при их сближении на малые расстояния. При выполнении этого условия вероятность реализации первого события по сближению спутников на малое расстояние равна $P_1 = 1$, в противном случае $P_1 = 0$.

3.1.2. Событие второе состоит в частоте реализации случаев, когда $\Delta r_{i,j} \leq \Delta r_{\text{доп}}$. Вероятность $P_3(\Delta r_{i,j} \leq \Delta r_{\text{доп}})$ сближения пар спутников группировки на расстояние $\Delta r_{i,j}$, меньшее $\Delta r_{\text{доп}}$, очевидно определяется законом распределения случайной величины $\Delta r_{i,j}$ в диапазоне ее изменения $0 \dots 3T \Delta V_{V_{i,j}}$ на этапе сближения спутников на расстояние, меньшее $\Delta r_{\text{доп}}$.

Картина изменения расстояний $\Delta r_{i,j}^k$ между спутниками на k -м витке их сближения на малые расстояния при различных сценариях движения (в основном определяемых разбросом скоростей отделения и плотностью верхней атмосферы) представлена условно на рис. 5. Каждая из условных кривых на рис. 5 представляет зависимость изменения по времени расстояний между двумя спутниками на стадии их сближения на малые расстояния в пределах витка полета при реализации разных (в данном примере 10) сценариев движения. Проекция минимальных расстояний для каждого сценария движения на ось ординат обозначены точкой; их диапазон изменения составляет $0 \dots 3T \Delta V_{V_{i,j}}$; на оси ординат также обозначено принятое при оценке вероятности сближения спутников допустимое расстояние

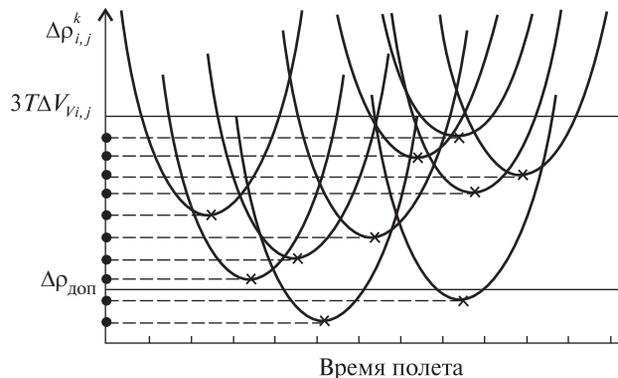


Рис. 5. Условное графическое представление изменения минимальных расстояний между спутниками при различных сценариях (величинах возмущающих факторов) движения

яние $\Delta\rho_{\text{доп}}$ между ними. В общем случае число кривых на плоскости (рис. 5) равно бесконечно-сти, так как при изменении условий отделения и полета они перемещаются влево-вправо, вверх-вниз, но общая картина их положения на плоскости не изменяется. Не изменяется и картина расположения на оси ординат точек, соответствующих минимальным расстояниям между спутниками на этапе их сближения на траекториях с разными условиями отделения и полета.

Закон распределения минимальных расстояний в $\Delta\rho_{i,j}^k$ в отмеченном выше диапазоне является равномерным. На такую особенность в дискретных задачах изменения функции переменных указывал еще французский математик Анри Пуанкаре при оценке вероятности положения часовой стрелки, с силой раскрученной на горизонтально расположенном циферблате. Он справедливо полагал, что ее положение на циферблате, после того как она совершит несколько оборотов, подчинено равномерному закону распределения. В отличие от задачи со стрелкой в рассматриваемом случае число витков полета спутников от отделения до их сближения на минимальные расстояния составляет несколько тысяч.

Пользуясь аналогией со стрелкой, вполне обоснованно можно полагать, что закон распределения расстояний $\Delta\rho_{i,j}^k$ является равномерным.

Исходя из изложенного, вероятность реализации второго события будем определять как частное от деления числа случаев сближения двух спутников на расстояние $\Delta r_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{доп}}$ на общее число случаев сближения на расстояние $\Delta r_{i,j} \leq 3T\Delta V_{V_{i,j}}$:

$$P_3(\Delta r_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{доп}}) = \frac{\Delta\rho_{\text{доп}}}{3T\Delta V_{V_{i,j}}}$$

Как следует из этого равенства, с уменьшением проекции относительной скорости отделения по направлению полета $\Delta V_{V_{i,j}}$ вероятность реализации третьего события увеличивается, а с увеличением $\Delta V_{V_{i,j}}$ — снижается.

3.1.3. Событие *третье* характеризует ситуацию в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$, при реализации которой оба спутника располагаются одновременно в некоторой достаточно малой окрестности апогея i -го спутника (перигея j -го

спутника), определяемой допустимым их угловым смещением $\pm\chi_{i,j}$ относительно точки a_i или n_j (рис. 3). Вероятность этого события обусловлена влиянием погрешностей отделения спутников $\delta(\Delta V_{V_{i,j}})$, $\delta(\Delta V_{\perp V_{i,j}})$ на частоту их сближения на малые расстояния на больших временных интервалах. В предположении независимости этих погрешностей и при их максимальных значениях на уровне $\pm 10\%$ от номинальных скоростей отделения численное значение переменной x в уравнении (12) равно $x = \pm 0.141$. Соответственно минимальная протяженность участков сближения орбит двух спутников в обе стороны от точки T их пересечений (рис. 3) составляет $\Delta\ell_{V_{i,j}} = \pm(\Delta\rho_{\text{доп}}/A)(1/x) = \pm 250$ км, или $\chi_{i,j} = \pm 2^\circ$ (максимальное значение протяженности этих участков согласно (11) равно $\chi_{i,j} = 21.6^\circ$).

Математическое ожидание $M[\Delta\ell_{V_{i,j}}]$ протяженности участков сближения спутников согласно (7) определяется интегралом

$$M[\Delta\ell_{V_{i,j}}] = \int_{(x)} \varphi(x)f(x)dx ,$$

где $\varphi(x) = \Delta\ell_{V_{i,j}}(x) = (\Delta\rho_{\text{доп}}/A)(1/x)$,
 $x \in -0.141\dots+0.141$.

Закон распределения погрешности отделения спутников x вполне обоснованно может быть принят нормальным

$$f(x) = \frac{1}{\sigma_x\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{x^2}{2\sigma_x^2}\right),$$

где $\sigma_x = 0.141/3 = 0.047$.

После подстановки в $M[\Delta\ell_{V_{i,j}}]$ функций $\varphi(x)$, $f(x)$ численное значение интеграла с учетом особенностей его вычисления в малой окрестности $x = 0 \pm \varepsilon$ равно $M[\Delta\ell_{V_{i,j}}] = 2086$ км, или $M[\chi_{i,j}] = 17.1^\circ$.

Вероятность третьего события P_3 определяется частотой «попадания» одновременно двух спутников в зону их сближения на малые расстояния с размерами $\chi_{i,j} = 21.6^\circ$, $M[\chi_{i,j}] = \pm 17.1^\circ$, $\chi_{i,j} = \pm 2^\circ$ и вычисляется как частное от деления размеров этих зон на 2π :

$$P_3[\chi_{i,j} \leq \alpha\chi_{i,j}] = \frac{2\alpha\chi_{i,j}}{2\pi} = \frac{\alpha}{\pi} \sqrt{\frac{\Delta\rho_{\text{доп}}}{r} \frac{V}{\Delta V_{V_{i,j}}}}, \quad (15)$$

где числа $\alpha = 1; 0.141$ характеризуют максимальные и минимальные размеры зон сближения, $\alpha = M[\chi_{i,j}] / \bar{\chi}_{i,j} = 0.79$ — их математическое ожидание. Соответственно размерам зон изменяется и вероятность $P_3 [\chi_{i,j} \leq \alpha \bar{\chi}_{i,j}]$.

3.1.4. После подстановки соотношений по вероятностям реализации частных независимых событий P_1, P_2, P_3 в формулу полной вероятности получим

$$P_{\Sigma}(\Delta\rho_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{доп}}) = P_1 \cdot P_2 \cdot P_3 = 1 \cdot \frac{\Delta\rho_{\text{доп}}}{3T\Delta V_{V_{i,j}}} \cdot \frac{\alpha}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{\Delta\rho_{\text{доп}}}{r} \frac{V}{\Delta V_{V_{i,j}}}}. \quad (16)$$

3.2. Метод оценки вероятности сближения спутников на основе интегрирования дифференциальных уравнений движения двух спутников. Задача оценки вероятности сближения спутников группировки на малые (наперед заданные) расстояния является сложной. Её характеризует большое разнообразие условий отделения (разбросы скоростей и направлений отделения спутников), трудности аналитического исследования по влиянию разбросов условий отделения на характеристики взаимно относительного движения пар спутников в длительном полете. Решение задачи возможно методом Монте-Карло, однако в связи с необходимостью многократного интегрирования уравнений движения каждого спутника группировки на 5-летнем периоде их эксплуатации с учетом разброса начальных условий отделения необходимые временные затраты выходят за разумные пределы (особенно при большом числе спутников в группировке).

Предлагаемый метод в своей основе опирается на результаты проведенных ранее аналитических и численных исследований [5, 10, 11] применительно к группировке из 12 спутников (п. 2). При этом, поскольку в первом приближении взаимно относительное движение пар спутников определяется в том числе проекциями относительных скоростей их отделения, основные результаты справедливы для любой размерности группировки примерно с теми же условиями отделения спутников.

Метод оценки вероятности сближения пар спутников группировки на малые (заданные) расстояния основывается на следующих положениях.

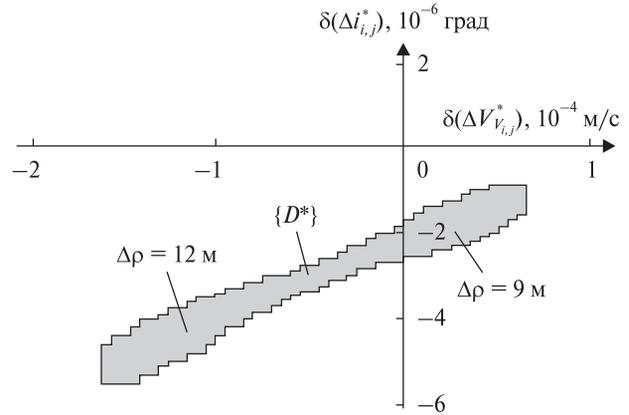


Рис. 6. Область погрешностей параметров отделения $\delta(\Delta V_{V_{i,j}}) = 0.1\Delta V_{V_{i,j}}^0$, $\delta(\Delta i_{i,j}) = 0.1\Delta i_{i,j}$ спутников, которой соответствуют расстояния между спутниками менее 100 м [5]. Начало координат соответствует номинальным условиям отделения двух спутников $\Delta V_{V_{i,j}}^0 = \Delta V_{\perp V_{i,j}}^0 = 0.75$ м/с

1. Первые сближения пар спутников i, j группировки на малые расстояния происходят в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{ij} = (1/3)V_0 / \Delta V_{V_{i,j}}$.

2. В группировке из n спутников образуется $n(n-1)/2$ пар, среди которых имеется хотя бы одна пара спутников с близким к нулю угловым разнесением их плоскостей в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$.

3. Угловое расстояние $\delta\Omega_{i,j}$ ($N \sim N_{i,j}$) между восходящими узлами орбит двух спутников мало ($\Delta\Omega_{i,j} \sim 0$) и определяется условиями выполнения соотношений (7) для системы чисел $u_0, i_0, \Delta V_{V_{i,j}}, \Delta V_{\perp V_{i,j}}$. С точностью до разности наклонений плоскостей орбит, обусловленной процессом их отделения, угол между плоскостями орбит двух спутников $\gamma_{i,j}$ близок к нулю.

Угловое разнесение плоскостей орбит двух спутников вычисляется как $\gamma_{i,j} = \Delta\Omega_{i,j} \sin i_0$. Для случая, когда $\gamma_{i,j} \sim 0$ на плоскости параметров $\{\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), 0, \delta(\Delta i_{i,j})\}$, по результатам ограниченного числа вариантов интегрирования системы уравнений движения двух спутников может быть выделена область $\{D^*\}$ (рис. 6), которой соответствует расстояние между спутниками $\Delta\rho_{\text{зад}}$ — $\Delta\rho_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{зад}}$, например $\Delta\rho_{\text{зад}} = 100$ м. При этом, поскольку размеры области $\{D^*\}$ (которой ожидаемо соответствует очень незначительная вероятность сближения спутников на малые расстояния), априори значительно меньше области

{D}, определяемой возможными разбросами скоростей отделения $\delta(\Delta V_{V_{i,j}})$, $\delta(\Delta V_{\perp V_{i,j}})$ спутников, число проводимых расчетов прогнозируемо будет небольшим.

В общем случае положение области $\{D^*\}$ на плоскости параметров $\{\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), 0, \delta(\Delta i_{i,j}) = \delta(\Delta V_{\perp V_{i,j}}) / V_0\}$ может быть произвольным. Максимальная вероятность сближения спутников на малые (заданные) расстояния при этом будет иметь место, если центр области $\{D^*\}$ совпадает с началом координат (точкой O) и площадь этой области будет (в относительных величинах) максимальной по отношению к области, определяемой предельными разбросами скоростей отделения. При известной плотности распределения погрешностей отделения $f[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), \delta i(\Delta i_{i,j})]$ вероятность сближения любых двух спутников на малые расстояния согласно [2] может быть представлена в виде

$$P[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*), \delta(\Delta i_{i,j}^*) \subset D^*] = \iint_{D^*} f[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), \delta(\Delta i_{i,j})] d\delta(\Delta V_{V_{i,j}}) d\delta(\Delta i_{i,j}). \quad (17)$$

Погрешности отделения $\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*)$, $\delta(\Delta V_{\perp V_{i,j}}^*)$ с достаточной степенью строгости могут считаться независимыми (так как они определяются в основном независимыми между собой погрешностями скорости отделения каждого спутника и направлений их отделения). С учетом данного обстоятельства формула (14) может быть представлена в виде

$$P[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*), \delta(\Delta i_{i,j}^*) \subset D^*] = \int_{\underline{\alpha}}^{\bar{\alpha}} f(\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*)) d(\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*)) \int_{\underline{\beta}}^{\bar{\beta}} f(\Delta i_{i,j}) d(\Delta i_{i,j}). \quad (18)$$

Здесь $\underline{\alpha}$, $\bar{\alpha}$, $\underline{\beta}$, $\bar{\beta}$ — пределы, определяющие положение области $\{D^*\}$ на плоскостях $\delta(\Delta V_{V_{i,j}})$, $\delta(\Delta i_{i,j})$.

Численное значение вероятности $P[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*), \delta(\Delta i_{i,j}^*)]$ определяется законами распределения погрешностей отделения $\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*)$, $\delta(\Delta i_{i,j}^*)$. Вполне обоснованно их можно считать подчиненными нормальным законам распределения с соответствующими числовыми характеристиками (математическими ожиданиями $m\Delta V_{V_{i,j}}$, $m\Delta i_{i,j}$

и дисперсиями $D\Delta V_{i,j}$, $D\Delta i_{i,j}$). С учетом изложенного соотношения (18) для вероятности сближения спутников на заданное (малое) расстояние согласно [1] записывается в виде

$$P[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*), \delta(\Delta i_{i,j}) \subset D^*] = \frac{1}{\sigma_{\Delta V_{i,j}} \sqrt{2\pi}} \int_{\underline{\alpha}}^{\bar{\alpha}} \exp\left[-\frac{(\Delta V_{V_{i,j}} - m_{\Delta V_{i,j}})^2}{2\sigma_{\Delta V_{i,j}}^2}\right] d(\Delta V_{V_{i,j}}) \times \frac{1}{\sigma_{\Delta i_{i,j}} \sqrt{2\pi}} \int_{\underline{\beta}}^{\bar{\beta}} \exp\left[-\frac{(\Delta i_{i,j} - m_{\Delta i_{i,j}})^2}{2\sigma_{\Delta i_{i,j}}^2}\right] d(\Delta i_{i,j}). \quad (19)$$

Формула (19) при заданных характеристиках положения области D^* на плоскости параметров $(\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), \delta(\Delta i_{i,j}))$ позволяет вычислить вероятность сближения каждой пары группировки на расстояние $\Delta r_{i,j}$, меньшее заданного $\Delta r_{\text{доп}}$. Ожидается, что вероятность сближения каждой пары группировки будет незначительной. Учитывая, что в общем случае число m образованных пар в группировке из n спутников может быть значительным ($m = n(n-1)/2$), задача оценки вероятности сближения пар спутников в целом в группировке согласно [2] формулируется следующим образом: требуется определить вероятность $(P^*[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), \delta(\Delta i_{i,j}) \subset D^*])$ того, что в процессе движения m пар спутников хотя бы одна из них сблизится на расстояние $\Delta r_{i,j}$, меньшее заданного $\Delta r_{i,j} \leq \Delta r_{\text{доп}}$.

Согласно [1] при значительном числе случайных событий сближения (они в данной задаче равны числу пар спутников) для решения задачи целесообразно перейти от прямого события $(P_m[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), \delta(\Delta i_{i,j}) \subset D^*])$ для каждой пары спутников к противоположному событию $\overline{P}_{i,j} = 1 - P_{i,j}^*$, которому соответствует отсутствие сближения этой пары спутников на расстояние, меньшее заданного $\Delta r_{\text{доп}}$. Тогда для всех m пар спутников вероятность \overline{P}_m отсутствия их сближений на расстояние, меньшее заданного, определится выражением

$$\overline{P}_m = \prod_{m=1}^{66} \overline{P}_m. \quad (20)$$

С учетом (20) вероятность сближения хотя бы одной пары спутников из m образованных в

группировке на расстояние, меньшее заданного $\Delta\rho_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{доп}}$, определится таким образом:

$$P_m = 1 - \overline{P}_m. \quad (21)$$

4. ПЕРВЫЕ ОЦЕНКИ ВЕРОЯТНОСТИ СБЛИЖЕНИЯ СПУТНИКОВ ГРУППИРОВКИ НА МАЛЫЕ РАССТОЯНИЯ НА БОЛЬШИХ ВРЕМЕННЫХ ИНТЕРВАЛАХ

Для частного случая запуска 12 спутников на солнечно-синхронную орбиту ($i_0 \sim 98.1^\circ$, $h_0 \sim 650$ км, отделение спутников на экваторе $u_0 = 0$, скорости отделения приняты в соответствии с [5]) определены согласно (7) две пары спутников $A_1 - C_4$, $A_2 - C_3$, для которых $\Delta V_{V_{i,j}} = \Delta V_{\perp V_{i,j}} = 0.75$ м/с и $\Delta\Omega_{i,j} (N \sim N_{i,j}) \approx 0$, в окрестности $N_{i,j} \approx 3330$ витков полета.

С использованием аналитического и численного методов для этой пары спутников ниже определены оценки вероятности их сближения на расстояния, меньшие $\delta\rho_{\text{доп}} = 100$ м.

4.1. Аналитический метод. Оценка вероятности проведена для трех значений проекций относительной скорости отделения двух спутников на направление полета $\Delta V_{V_{i,j}} = 0.15, 0.75, 1.2$ м/с.

Подстановка в (16) численных значений исходных данных по параметрам отделения спутников, характеристикам орбиты и максимально допустимой величины расстояния сближения этих спутников дает такой результат:

$$\begin{aligned} \Delta V_{V_{i,j}} = 0.15 \text{ м/с, } P_{\Sigma} &= 0.008, \\ \Delta V_{V_{i,j}} = 0.75 \text{ м/с, } P_{\Sigma} &= 0.0007, \\ \Delta V_{V_{i,j}} = 1.2 \text{ м/с, } P_{\Sigma} &= 0.0003. \end{aligned}$$

Из приведенных данных следует, что с увеличением проекции относительной скорости отделения двух спутников на направление полета $\Delta V_{V_{i,j}}$ вероятность сближения спутников монотонно уменьшается, и для крайних значений $\Delta V_{V_{i,j}}$ рассматриваемого диапазона вероятность отличается в 25 раз.

Такое существенное снижение вероятности сближения спутников на малые расстояния с увеличением относительной скорости $\Delta V_{V_{i,j}}$ в восемь раз (с 0.15 до 1.2 м/с) при необходимости может использоваться при назначении скоростей отделения пар спутников, для которых по-

вышенная вероятность сближения их на небольшие расстояния нежелательна.

Отмеченная особенность снижения вероятности сближения пар спутников на малые расстояния с увеличением проекции относительной скорости на направление полета хорошо согласуется с данными прямых расчетов траектории [6] — с увеличением проекции относительной скорости отделения более $\delta V_{V_{i,j}} \geq 1.35$ м/с имеет место монотонное увеличение минимальных расстояний между спутниками при номинальных условиях отделения.

4.2. Численный метод (на основе интегрирования системы уравнений движения двух спутников). В работе [5] определены пары спутников $A_4 - C_1, A_2 - C_3$, плоскости орбит которых в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета совпадают. Для этих пар спутников на основании численных расчетов траекторий их полета на плоскости параметров $\{\Delta V_{V_{i,j}}, 0, \Delta V_{\perp V_{i,j}}\}$ была построена область $\{D^*\}$, границы которой соответствуют расстояниям между ними, равным 100 м. Вид этой области заимствован из работы [5] и ниже представлен на рис. 6 исключительно для наглядности решения методом Монте-Карло задачи по оценке вероятности сближения указанных выше пар спутников на расстояние меньше 100 м.

Оценка вероятности сближения спутников группировки на заданное минимальное расстояние ($\Delta\rho_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{доп}} = 100$ м) определена для пары спутников $A_4 - C_1, A_3 - C_2$, для которых в окрестности чисел $N \sim N_{ij} = (1/3) \cdot V_0 / \Delta V_{V_{i,j}}$ витков полета выполняется условие $\gamma_{i,j} \sim 0$ (с точностью до разности наклонений орбит этих спутников на уровне $\Delta i_{i,j} = \Delta V_{V_{i,j}} / V_0 = 10^{-4}$ рад = $20''$ после их отделения). Определение вероятности первых сближений каждой пары спутников $A_4 - C_1$ и $A_2 - C_3$ проведено методом статистических испытаний (1 миллион опытов, около 800 «попаданий» в область D^*), при этом погрешности отделения приняты равными 10 % от номинальных параметров отделения.

Получено, что эта вероятность составляет 0.0008. С учетом выражений (20), (21) вероятность первых сближений хотя бы одной из двух обозначенных пар спутников на расстояние менее 100 м составляет 0.0016.

5. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Значение вероятностей сближения спутников на расстояния, меньшие 100 м, по двум методам оценок представлены в табл. 2. Эти значения являются предварительными и свидетельствуют только об уровне оцениваемой вероятности и направлении влияния относительных скоростей отделения $\Delta V_{V_{i,j}}$ на изменения этих вероятностей.

В рассматриваемом примере группировки из 12 спутников образуется 66 пар, из которых для двух ($A_2 - C_3, A_4 - C_1$) реализуется условие $\gamma_{i,j} \sim 0$. Плоскости орбит для остальных 64 пар в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ пересекаются под углами $0.12^\circ \dots 1.2^\circ$ (соответствующие данные представлены в табл. 3).

Суммарная протяженность прилегающих на расстояние менее 100 м участков всех остальных пар орбит спутников в зонах их пересечений составляет по оценке около 35 тыс. км. Принимая во внимание это обстоятельство и тот факт, что сближение спутников может происходить и на этих участках орбит, численное значение вероятности (21) сближения хотя бы одной из 66 образованных пар спутников повышается до 0.0024. Трехкратное уменьшение этой вероятности может быть достигнуто таким назначением численных значений проекции относительных скоростей отделения $\Delta V_{V_{i,j}}, \Delta V_{\perp V_{i,j}}$ для каждой пары спутников, при котором для всех пар условие (7) не выполняется.

В заключение представляется целесообразным отметить следующее. В приведенном при-

Таблица 2. Значения вероятностей сближения спутников по двум методам оценок

$\Delta V_{V_{i,j}}, \text{ м/с}$	Аналитический метод	Метод на основе интегрирования движения двух спутников
0.15	0.008	—
0.75	0.0007	0.0008
1.2	0.0003	—

Таблица 3. Количество $N_{\text{вар}}$ вариантов пересечения орбит спутников группировки под углом $\gamma_{i,j}$

$\gamma_{i,j}$	0.12°	0.16°	0.20°	0.33°	0.5°	1.2°
$N_{\text{вар}}$	32	22	2	4	2	2

мере из 66 пар спутников плоскости орбит двух пар спутников (3 % от общего числа образованных пар) совпали между собой в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета. Если такая тенденция (в процентном отношении) по сближению пар спутников сохранится и для группировки состоящей, например, из 100 спутников (всего порядка 5000 пар), то плоскости орбит совпадут у 3 % от их общего числа пар, (т. е. в 150 случаях). В этом случае соотношения (20), (21) дают ориентировочно такую оценку вероятности первых сближений хотя бы одной пары спутников группировки (из 5000 пар) на расстояние до 100 м:

$$P_{100}[\rho < 100 \text{ м}] = 0.01.$$

Эти данные позволяют предварительно сделать вывод, что для достаточно большой по численности группировки спутников вероятность сближения хотя бы одной пары спутников на расстояние до 100 м все же остается достаточно малой. Однако с уменьшением проекции относительной скорости по направлению полета до $\Delta V_{V_{i,j}} \approx 0.15 \text{ м/с}$ ситуация может заметно измениться.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Определены условия отделения двух спутников i, j при реализации которых в некоторой окрестности чисел $N \sim N_{i,j} = (1/3)(V_{V_{i,j}} / \Delta V_{V_{i,j}})$ витков полета они окажутся на малом удалении друг относительно друга, плоскости орбит этих спутников будут практически совпадать, а угловые скорости сближения-расхождения плоскостей будут минимальны (на уровне десятых долей угловых секунд за виток). Тем самым создаются условия для сближения с повышенной вероятностью пар спутников на малые расстояния в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета.

2. На примере отделения 12 спутников по теме «Глобалстар» определено, что из 66 образующихся в полете пар плоскости орбит двух пар спутников с точностью до разности наклонений орбит (около $20''$) совпадают. Для остальных 64 пар спутников на момент их максимального сближения угловые расхождения орбит могут достигать 1.2° .

3. По результатам аналитического исследования установлены следующие основные закономерности сближения пар спутников группировки на малые расстояния:

3.1) плоскости орбит любых пар спутников группировки в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ совпадают при реализации условий отделения $\Delta V_{V_{i,j}}$, $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$, определяемых соотношением (7); в частности, при отделении двух спутников на экваторе плоскости орбит двух спутников совпадают при $\Delta V_{V_{i,j}} = \Delta V_{\perp V_{i,j}}$;

3.2) при выполнении условий по п. 3.1 скорость углового расхождения плоскостей орбит спутников в окрестности чисел витков $N \sim N_{i,j}$ минимальна (десятые доли угловых секунд за виток). В течение десятков (даже сотен) витков полета движение пар спутников проходит по орбитам с малым угловым разнесением; возможность сближения спутников на малые расстояния при этом является максимальной.

4. Оценка вероятности сближения двух спутников группировки на расстояние, меньшее 0.1 км, составляет (для рассматриваемого в статье варианта отделения 12 спутников при $\gamma_{i,j} \approx 0$ и $\Delta V_{V_{i,j}} = 0.75$ м/с) 0.0007 аналитическим методом и 0.0008 численным методом. Эти расхождения оценок вероятности не являются значимыми и свидетельствуют о возможности использования предложенных принципиально разных методов оценивания.

5. Наблюдаемое 25-кратное снижение вероятности сближения спутников группировки на малые расстояния при увеличении проекции относительной скорости $\Delta V_{V_{i,j}}$ с 0.15 до 1.2 м/с свидетельствует о значительном увеличении расхождения двух орбит и соответствующем снижении вероятности сближения спутников.

6. Для снижения вероятности сближения пар спутников i, j группировки на малые расстояния, для которых такое сближение нежелательно, необходимо параметры отделения спутников $\Delta V_{V_{i,j}}$, $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$ выбирать из условия максимального углового разнесения орбит $\gamma_{i,j}$ в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ и с реализацией максимально возможной относительной скорости $\Delta V_{V_{i,j}}$. Примером резкого снижения вероятности сближения спутников на малые расстояния

на больших временных интервалах служит схема группового отделения спутников на РН «Днепр», реализующая $\Delta V_{V_{i,j}} = 5...6$ м/с и $\Delta V_{\perp V_{i,j}} \sim 0$.

7. Результаты проведенных работ по сближению спутников группировки на малые расстояния и оценкам вероятности таких сближений предварительно могут считаться инвариантными к числу спутников в группировке, если относительные скорости отделения спутников ($\Delta V_{V_{i,j}}$, $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$) находятся на уровне данных, используемых в статье при проведении оценок и соответствующих реализованным в проекте «Глобалстар».

8. До проведения более детальных исследований результаты проведенных работ могут рассматриваться как теоретическое обоснование возможности сближения спутников группировки на малые расстояния на больших временных интервалах. При этом условия отделения двух спутников, которым соответствует максимальная вероятность их сближения на малые расстояния на больших временных интервалах, определяются соотношениями (7) и (16).

ЛИТЕРАТУРА

1. Вентцель В. С. *Теория вероятности*. Москва: Изд-во физ.-мат. лит-ры, 1958. 464 с.
2. Герасюта Н. Ф., Лебедев А. А. *Баллистика ракет*. Москва: Машиностроение, 1970. 244 с.
3. ГОСТ 25645, 115-84. *Модель плотности для баллистического обеспечения полетов ИСЗ*. Москва: Госстандарт, 1985.
4. Дегтярев А. В., Шептун А. Д. Проектно-баллистические решения по групповым запускам космических аппаратов в район нескольких базовых орбит. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2011. Вып. 2. С. 37—51.
5. Дегтярев А. В., Шептун А. Д., Воробьева И. А. Организация равномерного расхождения группировки малых спутников после отделения и их приемлемого разнесения на этапах последующих сближений. *Космична наука і технологія*. 2016. 22, № 3. С. 25—31.
6. Кугаенко Б. В., Эльясберг П. Е. Эволюция почти круговых орбит ИСЗ под влиянием зональных гармоник. *Космические исследования*. 1968. 4, вып. 2. С. 186—202.
7. *Патент України № 87290*. Денисов В. І., Шеголь В. А., Дегтяренко П. Г., Нестеров О. В., Маштак І. В., Шептун А. Д., Авчинников І. К., Сиренко В. М., Татаревський К. Е., Дегтярев О. В. Спосіб підготовки та проведення групового запуску супутників у космосі однією ракетою. Опубл. 10.02.2014.

8. Эльясберг П. Е. *Введение в теорию полета искусственных спутников Земли*. Москва: Наука, 1965. 540 с.
9. Эльясберг П. Е. и др. *Движение искусственных спутников в гравитационном поле Земли*. Москва: АН СССР, ВЦАН СССР. 1967. 299 с.
10. Degtyarev A., Vorobiova I., Sheptun A. Organization uniform dispersal for group of small satellites after their separation and acceptable spread at stages of their further approaches. *Amer. J. Aerospace Eng.* 2015. 2. P. 36–42.
11. Vorobiova I., Sheptun A. Organization uniform dispersal for group of small satellites after their separation and acceptable spread at stages of their further approaches. *IAC-15-B4.5.11*. – Israel. – Jerusalem. 2015. P. 4–9.

Стаття надійшла до редакції 26.02.2019

REFERENCES

1. Ventsel V. S. (1958). *Probability theory*. Moscow: Publishing house of physical and mathematical literature. 464 p. [in Russian].
2. Gerasiuta N. F., Lebedev A. A. (1970). *Rocket ballistics*. Moscow: Mechanical engineering, 244 p. [in Russian].
3. GOST 25645, 115-84 (1985). *Density model for satellite ballistic support of EAS*. Moscow: State standart [in Russian].
4. Degtiarev A. V., Sheptun A. D. (2011). Design and ballistic solutions for group launches of spacecrafts into several basic orbits. *Space technique. Missile weapons*, 2, 37–51 [in Russian].
5. Degtyarev A. V., Vorobiova I. A., Sheptun A. D. (2016). Organization of uniform dispersal for group of small satellites after their separation and acceptable spread at stages of their further approaches. *Space Sci. & Technol.*, 22, No. 3, 25–31 [in Russian].
6. Kugaenko B. V., Eliasberg P. E. (1968). The evolution of almost circular satellites orbits under the influence of zonal harmonics. *Space Research.*, 4, No. 2, 186–202 [in Russian].
7. *Patent of Ukraine № 87290*. Denisov V. I., Shchegol V. A., Degtiarenko P. G., Nesterov O. V., Mashtak I. V., Sheptun A. D., Avchinnikov I. K., Sirenko V. M., Tatarevsky K. E., Degtiarev O. V. (2014). A method of preparing and conducting a group launch of satellites in space with one rocket [in Ukrainian].
8. Eliasberg P. E. (1965). *Introduction to the theory of flight of artificial satellites*. Moscow: Science. 540 p. [in Russian].
9. Eliasberg P. E. et. al. (1967). *The movement of artificial satellites in the gravitational field of the Earth*. Moscow: AS USSR, Computing Centre AS USSR. 299 p. [in Russian].
10. Degtyarev A., Vorobiova I., Sheptun A. (2015). Organization uniform dispersal for group of small satellites after their separation and acceptable spread at stages of their further approaches. *Amer. J. Aerospace Eng.*, 2, 36–42.
11. Vorobiova I., Sheptun A. (2015). Organization uniform dispersal for group of small satellites after their separation

and acceptable spread at stages of their further approaches. *IAC-15-B4.5.11*, Israel, Jerusalem, 4–9.

Received 26.02.2019

О. В. Дегтярев, А. Д. Шептун

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

МЕТОДОЛОГІЯ, МЕТОДИ І РЕЗУЛЬТАТИ ПЕРШИХ ОЦІНОК ЙМОВІРНОСТІ ЗБЛИЖЕННЯ СУПУТНИКІВ УГРУПОВАННЯ НА МАЛІ ВІДСТАНІ

Запропоновано методи (аналітичний і чисельний на основі інтегрування рівнянь руху центру мас двох супутників) оцінки ймовірності перших зближень супутників угрупування на малі відстані в тривалому польоті. Визначено умови відокремлення супутників, під час реалізації яких в деякому (означеному для кожної пари супутників) інтервалі чисел витків польоту площини їх орбіт збігаються. Відповідно для таких пар супутників ймовірність їх зближення на малі відстані є максимальною. Для угрупування з 12 супутників проведено визначення ймовірності зближення двох пар супутників на відстані до 100 м. Одержано дані за попередньою оцінкою ймовірності зближення супутників в угрупуванні у разі збільшення їх кількості, наприклад, до 100 одиниць.

Ключові слова: угрупування супутників, сонячно-синхронні орбіти, ймовірність зближення супутників.

О. В. Дегтярев, А. Д. Шептун

Yuzhnoye State Design Office
named after M. K. Yangel, Dnipro, Ukraine

METHODOLOGY, METHODS, AND RESULTS OF THE FIRST ESTIMATES OF THE PROBABILITY OF CLOSE APPROACH BETWEEN CONSTELLATION SATELLITES

Analytical and numerical methods are proposed for estimating the probability of first close approaches of the satellites in a constellation during a long flight. Both methods are based on the integration of equations of motion of centers of mass of two satellites.

The satellite separation conditions are determined under which the planes of their orbits coincide in a certain interval of the number of orbits. This interval is defined for each pair of satellites. Accordingly, for such pairs of satellites, the probability of a close approach will be maximal. The probability of a close approach of two pairs of satellites to a distance of up to 100 m has been determined for a group of 12 satellites. Data have been obtained on a preliminary estimate of the probability of satellites' approach in a constellation if their number increases, for example, to about 100 units.

Key words: satellite constellation, sun-synchronous orbits, satellite approach probability.