

УДК 629.78.07/08+521.3

И.А. Воробьева, А.Д. Шептун

ГП «Конструкторское Бюро «Южное», Днепропетровск

ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ГРУППОВЫМ ЗАПУСКАМ СПУТНИКОВ В ОДНОМ ПУСКЕ РАКЕТЫ НОСИТЕЛЯ НА РАЗНЕСЕННЫЕ БАЗОВЫЕ ОРБИТЫ

Представлены проектно-баллистические исследования перспективной технологии запусков групп спутников в одном пуске ракеты-носителя на разные индивидуальные орбиты назначения – представлены методология определения реальных энергетических возможностей ракет-носителей при выведении спутников на орбиты с разной высотой полета и результаты аналитической и численной оценки сближения спутников в группировке на минимальные расстояния на больших временных интервалах. Получены соотношения для определения углового разнесения плоскостей орбит спутников в группировке и определено взаимное положение спутников на орбитах при их сближении на минимальные расстояния на больших временных интервалах.

Ключевые слова: групповые запуски, энергетика ракеты-носителя, расхождение спутников, угловое разнесение плоскостей орбит, оценка сближения спутников, максимальные сближения спутников.

Введение

В докладе IAC-13-D2.4 на 64-м Международном Астронавтическом конгрессе 23-28.09.2013г., в г. Пекин) [1] и в статье [2] Конструкторским Бюро «Южное» были представлены предложения по групповым запускам спутников в одном пуске ракеты-носителя на разные базовые орбиты. Их реализация позволяет обеспечить максимально полную весовую загрузку РН в каждом пуске и, соответственно, снизить себестоимость выведения спутников в космос. Обоснована целесообразность реализации такого предложения, исследованы вопросы по обеспечению равномерного расхождения спутников вдоль орбиты к концу первого витка их автономного полета. Ряд вопросов в упомянутых документах освящен концептуально (например, расхождение спутников на больших временных интервалах, энергетические вопросы).

Постановка задачи. Цели исследований. Настоящая статья дополняет ранее выполненные исследования. В частности более полно рассмотрено взаимно-относительное движение группировки спутников при их сближении на минимальные расстояния на длительном временном интервале. Эти вопросы из-за возрастающего темпа групповых запусков и увеличения числа (два-три десятка, более) отделяемых, с разными величинами скоростей, практически одновременно спутников, не имеющих в своем составе двигательных установок для изменения параметров их орбит, в последнее время все больше привлекают внимание.

В статье проведена оценка сближения группы спутников, на минимальные расстояния на длительных временных интервалах, отделяемых с равным шагом по скорости вдоль направления полета.

Энергетические вопросы рассмотрены с целью оценки реальных возможностей ракет-носителей (РН)

при выведении в одном пуске спутников на разнесенные по высоте орбиты. Используемая на стадии предконтрактных работ по запуску спутников на одну орбиту графическая зависимость «Вес полезной нагрузки – высота орбиты» не пригодна для оценки энергетических возможностей РН при выведении спутников на две и более орбит. Предложены формульная и графическая зависимости для оценки реальных энергетических возможностей РН при выведении в одном ее пуске спутников на две разнесенные по высоте орбиты. Их использование позволяет уже на стадии проектирования предстоящих запусков в оперативном режиме анализировать возможные комбинации группировки спутников, включаемых в полезную нагрузку РН, и по результатам сравнения разных вариантов формировать предложения по оптимальному варианту запуска.

Результаты исследований

Энергетические возможности ракет-носителей при выведении в одном пуске спутников на разнесенные по высоте орбиты

При выведении спутников на одну орбиту общепринятым является графическое представление энергетических возможностей РН в виде зависимости «Вес полезной нагрузки \bar{G} – высота орбиты \bar{h} » (рис. 1, кривая I). Кривая I, рис. 1, не отражает реальные энергетические возможности ракеты-носителя при выведении спутников, например, на две орбиты с высотами h_1 и h_2 .

Построение графика, соответствующего выведению спутников на несколько орбит с разными весами КА, требует значительных ресурсов времени ЭВМ. В этой связи предложен упрощенный (аналитический) алгоритм определения допускаемого веса спутника, выводимого на вторую орбиту радиуса $r_2 > r_1$. В его основе лежит применение энергетических соотно-

шений для гомановского перехода и использование данных по величине неизрасходованного топлива ΔG_{T_1} при выведении спутников весом $G_{СП}^1$ на первую орбиту радиуса r_1 .

При известном остатке топлива ΔG_{T_1} на первой орбите оценка весов спутников $G_{СП}^2$, выводимых на орбиты радиусом $r_2 > r_1$, определяется соотношением (без учета членов второго и более высокого порядка малости для диапазона высот орбит выведения 500-1000 км):

$$G_{СП2} = \frac{2(g_0 P_{удп}/V_1^*) \cdot (r_1/\Delta h_{12}) \cdot \Delta G_{T_1} - G_K}{1 + 2(g_0 P_{удп}/V_1^*) \cdot (r_1/\Delta h_{12}) \cdot (1 - \mu_K)} \quad (1)$$

($P_{удп}$ – удельный импульс двигателя РН в пустоте; V_1^* – первая космическая скорость на орбите радиуса r_1 ; Δh_{12} – разность высот орбит выведения спутников; G_K – конечный вес РН; μ_K – относительный конечный вес РН).

Графическое отображение соотношения (1) на рис. 1 представлено кривыми II для двух вариантов выведения спутников на две орбиты с высотами первой орбиты h_1^1 и h_1^2 и второй орбиты h_2^1 и h_2^2 соответственно. Энергетические возможности РН на рис. 1 отражены весами спутников $G_{СП1}^1$, $G_{СП2}^1$ для выведения общих весов на первые орбиты назначения h_1^1 и h_1^2 и $G_{СП1}^2$, $G_{СП2}^2$ для вторых орбит h_2^1 и h_2^2 .

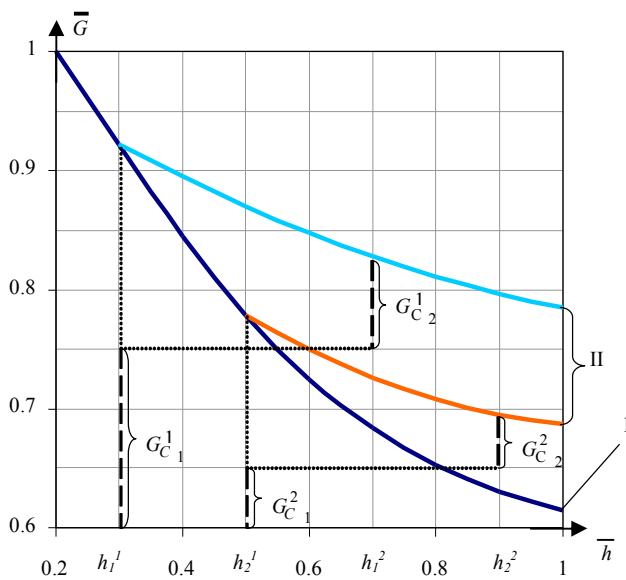


Рис. 1. Графическая интерпретация определения веса спутника для его выведения на вторую базовую орбиту

Предложенный подход в достаточной мере соответствует практике. Соотношение (1) позволяет по имеющемуся резерву энергии РН (ΔG_{T_1}) по

результатам баллистических расчетов выведения на орбиту радиуса r_1 спутников весом $G_{СП1}$ определить соответствующие этому резерву диапазоны изменений высот орбит h_1 - h_2 и весов спутников $G_{СП2}$, выводимых на вторую орбиту радиуса $r_2 > r_1$.

Оценка сближения группировки спутников на больших временных интервалах

На рис. 2 изображена предложенная в [1, 2] схема полета РН при выведении группы спутников (16 аппаратов) на 3 разные орбиты. Там же показаны угловые маневры РН перед отделением спутников и уводом РН от «облака» отделившихся спутников в автономном полете.

Все спутники располагаются на диспенсере. При этом 12 из них установлены на боковой поверхности диспенсера по трем его ярусам, а остальные – на торце. На первой орбите отделяются все «торцевые» спутники и 4 спутника с боковой поверхности диспенсера; на второй орбите происходит отделение оставшихся спутников; третья орбита может быть использована как орбита затопления III ст. РН. Скорости отделения спутников выбраны [1, 2] для обеспечения их равномерного расхождения к концу первого витка полета. Диапазон скоростей отделения с боковой поверхности диспенсера при этом составил 0.333-1 м/с, разность проекций скоростей отделения между двумя соседними спутниками на направление полета – 0.15 м/с.

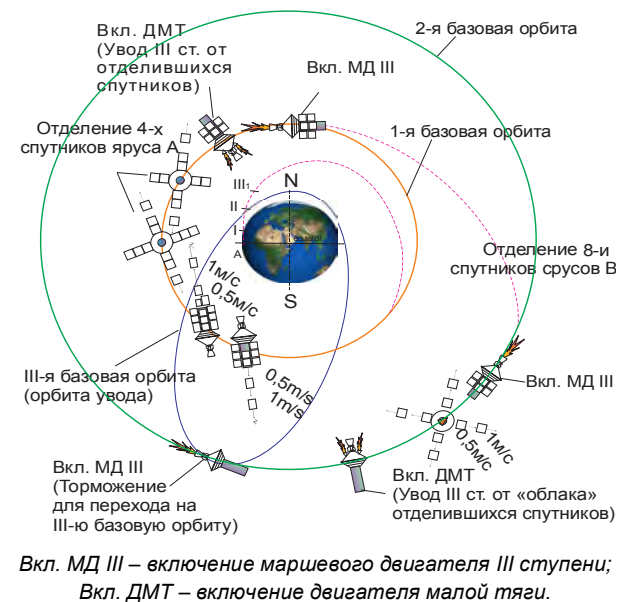


Рис. 2. Схема группового выведения спутников на три индивидуальные орбиты

В последующих разделах представлены исследования по максимальному сближению группировки спутников на больших временных интервалах в диапазоне разностей проекций скоростей отделения на направление полета – 0.15-2 м/с.

Основные соотношения

В некоторой окрестности числа витков полета $N \sim N_{i,j} = T_i / \Delta T_{i,j}$ спутники (i, j) с близкими периодами обращения $\Delta T_{i,j} = T_i - T_j$ могут сближаться на достаточно малые расстояния. Численная оценка возможных сближений представляет практический интерес. С увеличением числа спутников в группировке относительные скорости их отделения вынужденно снижаются – не превышают 0.1-0.5 м/с. Соответственно следует ожидать и уменьшения расстояний между спутниками на этапе их максимальных сближений.

Исследования по сближению спутников на минимальные расстояния проведены для солнечно-синхронных орбит со стабильными параметрами [4], реализующих на длительных интервалах неизменные условия съемки поверхности Земли.

На рис. 3, 4 представлены положения орбит двух (i, j) спутников соответственно после отделения и по истечению $N_{i,j}$ витков (при условии их одновременного отделения или с небольшим временным разнесением). Соотношения для оценки в среднем разностей параметров орбит любых двух (i, j) спутников в группировке после их отделения (средних радиусов $\Delta r_{i,j}^{cp}$, (соответственно, высот $\Delta h_{i,j}^{cp}$), периодов обращения $\Delta T_{i,j}$, наклонений $\Delta i_{i,j}$, азимутов трасс $\Delta A_{i,j}$, аргументов перигея $\Delta \omega_{i,j}$) получены на основе [3] и представлены ниже:

$$\begin{aligned} \Delta r_{i,j}^{cp} &= \Delta h_{i,j}^{cp} = \Delta a_{i,j}^{cp} = 2 \frac{r_0}{V_0} \Delta V_{V_{i,j}}; \Delta A_{i,j} = \frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{V_0} \\ \Delta T_{i,j} &= 3T_0 \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{V_0}; \Delta i_{i,j} = -\Delta A_{i,j} \frac{\cos B_0 \cos A_0}{\sin i_0}; \\ \sin u_0 &= \frac{\sin B_0}{\sin i_0}; \sin A_0 = \frac{\cos i_0}{\cos B_0}; \quad (2) \\ \Delta \omega_{i,j} &= \pi \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \times \\ &\times \alpha \left[\left(5 \cos^2 i_0 - 1 \right) \cdot \delta h_{i,j}^{cp} / r_0 - 5 \sin 2i_0 \delta i_{i,j} \right]; \end{aligned}$$

$$\Delta r_1 = -4\pi B_k \rho(h_0) r_0^2,$$

где B_0, u_0 - географическая широта точки отделения спутников и ее угловое расстояние от восходящего узла Ω орбиты; a_e, α - радиус экватора и полярное сжатие Земли соответственно; V_0, r_0, i_0, T_0 - параметры начальной орбиты; $\Delta \bar{V}_{i,j} (\Delta V_{V_{i,j}}, \Delta V_{\perp V_{i,j}})$ - вектор разности между скоростями отделения двух (i, j) спутников в момент их отделения; $\Delta V_{V_{i,j}}, \Delta V_{\perp V_{i,j}}$ - компоненты вектора $\Delta \bar{V}_{i,j}$ по направлению полета и по нормали к плоскости орбиты соответственно; B_k - баллистический коэффициент; $\rho(h_0)$ - плотность атмосферы на высоте начальной орбиты h_0 ; u_i, u_j - угловое расстояние от экватора двух (i, j) спутников в один и тот же момент времени).

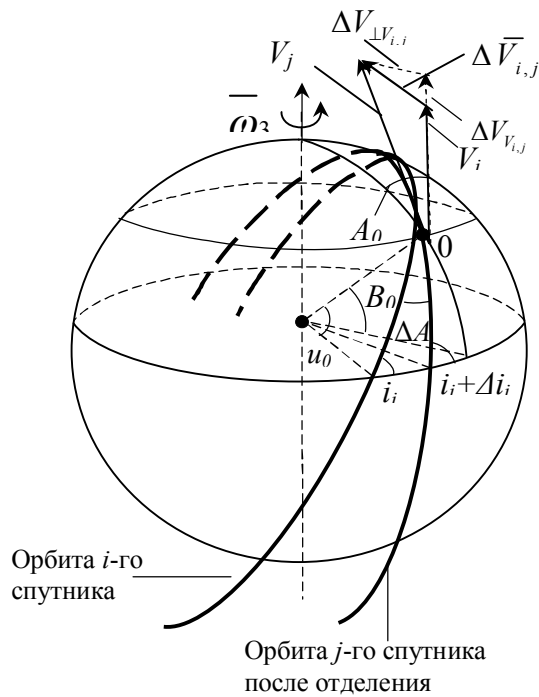


Рис. 3. Начальный период полета двух (i, j) спутников после отделения *

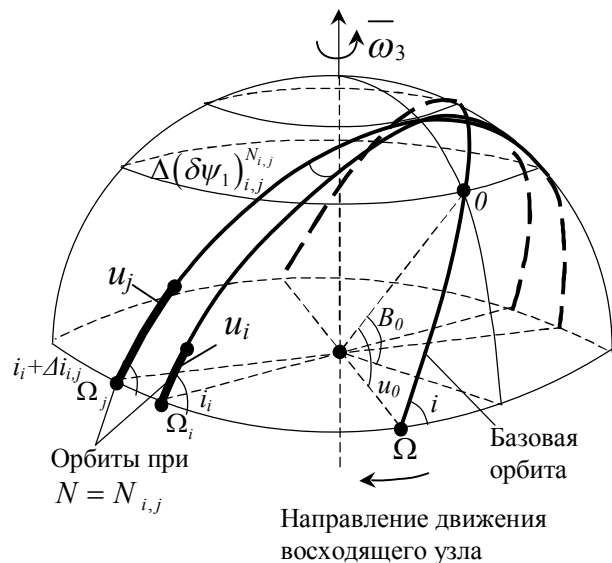


Рис. 4. Положение орбит двух (i, j) спутников через $N_{i,j}$ витков полета *

* на рис. 3, 4 представлено схематичное угловое разнесение орбит. В реальных же условиях эта величина не превышает $\sim 1,5 \cdot 10^{-5}$ км на конец первого витка автономного полета спутников, и составляет $\sim 3 \cdot 10^{-4}$ км через $N_{i,j}$ витков полета..

В реальных условиях полета плоскость орбиты каждого спутника будет испытывать прецессию с разворотом за один виток на угол $\delta\psi_1$ и снижение высоты на Δh_1 за тот же период [3]:

$$\delta\psi_1 = -\frac{\pi}{2} \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \alpha \cos i, \quad \Delta h_1 = -4\pi B_k \rho(h_0) r_0^2. \quad (3)$$

На взаимное движение двух (i, j) спутников после отделения будут оказывать наибольшее влияние: разное

торможение при полете по орбитам с разной средней высотой ($\Delta h_{i,j}^{CP}$); разные баллистические коэффициенты $\Delta B_{k_{i,j}}$; разная прецессия орбит $\Delta(\delta\psi_1)_{i,j}^{N_{i,j}}$ с разными средними высотами ($\Delta h_{i,j}^{CP}$) и наклонениями ($\Delta i_{i,j}$). разные периодические возмущения высот полета спутников с разными начальными значениями аргументов перицентров ω и эксцентриситетов e . Разнесение по времени местоположений двух (i, j) спутников по высоте и в боковом направлении определяется разными параметрами их начальных орбит и влиянием перечисленных возмущающих факторов. Влияние отличий начальных значений аргументов перицентров $\Delta\omega_{i,j}$ и эксцентриситетов $\Delta e_{i,j}$ любой пары (i, j) орбит в группировке в окрестности $N_{i,j}$ витков полета на высоту орбиты достаточно мало при скоростях отделения орбиты до 0.1-0.2 м/с. При больших скоростях отделения исследования уточнены на основе расчета траекторий с использованием программы Satellite Tool Kit (STK).

Аналитическая оценка расстояний между спутниками

Соотношения для аналитической оценки влияния перечисленных возмущающих факторов на изменение разностей средних высот $\Delta h_{i,j}^{N_{i,j}}$ и боковых смещений $\Delta Z_{i,j}^{N_{i,j}}$ между любой парой (i, j) спутников в группировке на солнечно-синхронных орбитах со стабильными параметрами при $\Delta V_{V_{i,j}} \sim 0.1 - 0.2$ м/с в окрестности витков полета $N_{i,j} = T_i/\Delta T_{i,j}$ имеют вид (с учетом равенств $N_{i,j} \cdot \Delta h_{i,j} = 2 / 3 r_0$ и $N_i = N_j - 1$):

— изменение средних высот орбит ($\Delta h_{i,j}^{N_{i,j}}$) спутников с равными баллистическими коэффициентами:

$$\Delta h_{i,j}^{N_{i,j}} = 8 / 3 \pi B_K r_0^3 \frac{\partial \rho(h_0)}{\partial h} \quad (4)$$

— угловое разнесение $\Delta(\delta\psi_1)_{i,j}^{N_{i,j}}$ плоскостей орбит спутников:

$$\Delta(\delta\psi_1)_{i,j}^{N_{i,j}} = \pi(a_e/r_0)^2 \times \alpha [7 / 6 \sin 2i_0 - \delta i_{i,j} N_{i,j} \cos 2i_0]; \quad (5)$$

— разнесение местоположения спутников в боковом направлении, рис. 3:

$$\Delta Z_{i,j}^{N_{i,j}} = r_0 \Delta(\partial\psi_1)_{i,j}^{N_{i,j}} \cos u \quad (6)$$

Анализ этих соотношений позволяет заключить:

- изменение разности средних высот двух (i, j) орбит и угол между плоскостями этих орбит не зависят от скоростей отделения спутников и численные

значения отклонений по двум указанным направлениям одинаковы для всех пар спутников в группировке;

- сближение любой пары (i, j) спутников на минимальные расстояния имеет место при угловых расстояниях местоположений спутников от восходящих узлов, u_i, u_j близких к $90^\circ, 270^\circ$;

- отклонение местоположений спутников в боковом направлении убывает с увеличением углового расстояния u_0 спутников в момент отделения от экватора и при $u_0 = 90^\circ, 270^\circ$ эта составляющая отклонений близка к нулю

- с увеличением начальной высоты орбиты выведения изменение разности средних высот орбит быстро убывает пропорционально уменьшению производной плотности атмосферы по высоте $\partial\rho/\partial h$;

- для увеличения расхождения орбит по высоте спутникам с большими значениями баллистических коэффициентов должны соответствовать меньшие скорости их отделения.

На основе соотношений (3-5) получены следующие оценки измерений разностей высот и боковых смещений орбит двух (i, j) спутников в восходящем узле в окрестности числа витков полета $N \approx N_{i,j}$, при $\Delta V_{i,j} \sim 0.1 - 0.2$ м/с, табл. 1.

Таблица 1
Величины разнесения орбит спутников

Высота орбиты	Величины разнесения орбит спутников	
	По высоте*, м	В боковом напр., км
400	200-1500	~ 0-19
600	5-100	
800	< 10	

* значения при низкой и высокой солнечной активности соответственно.

** левая граница соответствует угловому расстоянию $u_0 = 90^\circ, 270^\circ$, правая – $u_0 = 0^\circ$.

Численная оценка расстояний между спутниками

Оценка сближения пар (i, j) спутников на минимальные расстояния в окрестности числа витков полета $N \approx N_{i,j}$ проведена методом численного интегрирования уравнений движения двух спутников на солнечно-синхронных орбитах,

$h_0 \sim 650$ км, $i_0 \approx 98^\circ$, $B_K = 0.025$ м³/кг · сек², с разными начальными величинами скоростей полета $\Delta V_{i,j} = 0.15; 0.5; 1.5; 2.0$ м/с.

Результаты расчетов представлены в табл. 2 и отображены на рис. 5.

Как видно из представленных данных, максимальное сближение спутников имеет место в окрестности числа витков $N \sim N_{i,j} = T_i/\Delta T_{i,j}$ при $u = 90^\circ, 270^\circ$. В проведенной серии расчетов мини-

мальное расстояние между двумя спутниками (проекции скоростей отделения которых на направление полета отличаются на 0.15 м/с) составило 0.116 км.

Таблица 2

Расстояния между спутниками в окрестности числа витков полета $N \approx N_{i,j}$

Разницы скоростей отделения (м/с)	Номер витка сближения	Расстояния между спутниками, км	
		При $u = 90^\circ, 270^\circ$	В восходящем узле $u=0^\circ$ ($\varphi=0^\circ$)
$\Delta V_v = 0.15$	61 005	0.116	~ 20
$\Delta V_v = 0.5$	5 000	1.58	
$\Delta V_v = 1.5$	1 006	3.34	
$\Delta V_v = 2$	1 052	5.46	

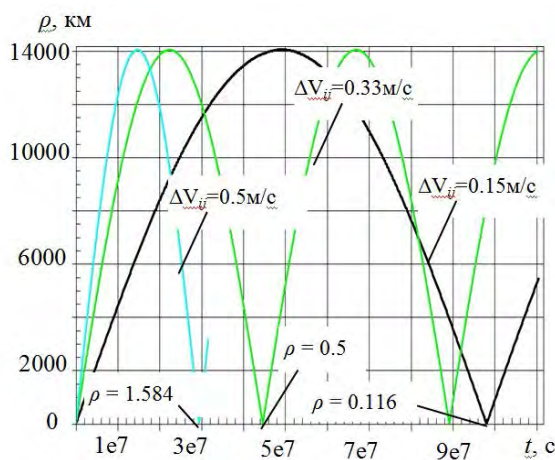


Рис. 5. Изменение расстояний между спутниками на длительных временных интервалах

Вопрос об определении минимальных расстояний между спутниками, соответствующих заданной вероятности их сближения на меньшие расстояния, следует решать методом Монте-Карло с учетом воз-

можных разбросов параметров отделения, атмосферы и других возмущающих факторов.

Выводы

В статье впервые представлено решение задачи оценки реальных энергетических возможностей ракет-носителей при групповом выведении спутников в одном пуске на разные индивидуальные орбиты назначения, а также проведен анализ сближения спутников на больших временных интервалах. Эти результаты имеют важное практическое значение для обеспечения максимальной загрузки ракет-носителей и для формирования надлежащих условий отделения спутников. Последующие исследования с учетом разбросов условий отделения спутников (скоростей и направлений отделения, колебаний ракеты-носителя) позволят оценить вероятности и условия сближения спутников на минимальные расстояния на больших временных интервалах.

Список литературы

1. Mashtak I. Feasibility study of spacecraft cluster launches with one launch into various basic orbits [Текст] / I. Mashtak, A. Sheptun. – 64th IAC-13.D2.P.16. – 2013.
2. Дегтярев А.В. Проектно-баллистические решения по групповым запускам космических аппаратов в районы нескольких базовых орбит [Текст] / А.В. Дегтярев, А.Д. Шептун // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2011. – №2. – С. 37-51.
3. Эльясберг, П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли [Текст] / Павел Ефимович Эльясберг. – М.: Наука, 1965. – 540с.
4. Кугаенко, Б.В. Эволюция почти круговых орбит ИСЗ под влиянием зональных гармоник [Текст] / Б.В. Кугаенко, П.Е. Эльясберг // Космические исследования. – 1968. – том. 6, вып. 2. – С. 186-202.

Поступила в редколлегию 2.09.2014

Рецензент: д-р техн. наук проф. В.С. Хорошилов, ГП «Конструкторское бюро «Южное», Днепропетровск.

ПРОЕКТНО-БАЛІСТИЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ З ГРУПОВИХ ЗАПУСКІВ СУПУТНИКІВ В ОДНОМУ ПУСКУ РАКЕТИ НОСІЯ НА РОЗНЕСЕНІ БАЗОВІ ОРБИТИ

І.О. Воробйова, А.Д. Шептун

Наведені проектні-балістичні дослідження перспективної технології запусків груп супутників в одному пуску ракети-носія на різні індивідуальні орбіти призначення – зокрема методологія визначення реальних енергетичних можливостей ракети-носія при виведенні супутників на орбіти з різною висотою польоту та результати аналітичної й чисельної оцінки зближення супутників в групі на мінімальні відстані на великих часових інтервалах. Отримані співвідношення для визначення кутового рознесення площин орбіт супутників в групах та визначено взаємне положення супутників на орбітах при їх зближенні на мінімальні відстані великих часових інтервалах.

Ключові слова: групові запуски, енергетика ракети-носія, оцінка руху супутників, кутове рознесення площин орбіт, оцінка зближення супутників, максимальне зближення супутників.

BALLISTIC RESEARCH OF SATELLITES INJECTION INTO DIFFERENT INITIAL ORBITS BY ONE LAUNCH

I.O. Vorobiova, A.D. Sheptun

Ballistic researches of perspective technology of group satellites injection into different individual orbits are presented in the article. Methodology for real launch vehicle capabilities determining in case satellites injection into orbits with different altitude and results of analytical and numerical estimation of satellites approaches in group to minimal distances during long time intervals are presented in current article too. The relations received for angular spatial separation of orbit lanes determining and satellites mutual location in case their approach to minimal distances during long time intervals.

Keywords: group launches, launch vehicle capabilities, satellites spatial separation, angular spatial separation of orbit planes, estimation of satellites approaches, maximal satellites approaches.