

ПОСТРОЕНИЕ СХЕМЫ ПОЛЁТА БЛОКА ВЫВЕДЕНИЯ «ВОЛГА» ПРИ ГРУППОВОМ ВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПЛОСКОСТЬ ОРБИТЫ С ТРЕБУЕМОЙ УГЛОВОЙ ДАЛЬНОСТЬЮ МЕЖДУ АППАРАТАМИ

© 2017

А. С. Поплевин ведущий инженер-конструктор;
Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
apoplevin@mail.ru

Н. А. Панов ведущий инженер-конструктор;
Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
nikolaos11@mail.ru

Рассматриваются вопросы построения схемы полёта блока выведения (БВ) и её баллистическое обоснование при условии минимизации времени выполнения миссии с учётом энергетических возможностей БВ при групповом выведении космических аппаратов (КА) в плоскость орбиты с обеспечением равномерной угловой дальности между аппаратами и формирование программы управления движением для реализации выбранной схемы полёта. Решение задачи разделено на два этапа: выбор схемы полёта и её проектно-баллистический анализ и формирование программы управления движением центра масс, обеспечивающей реализацию разведения КА. Для решения задачи проектно-баллистического анализа схемы полёта разработан математический аппарат, позволяющий по конечным соотношениям с использованием методов линейного программирования определять схему полёта, удовлетворяющую заданным критериям по времени и затратам топлива.

Групповое выведение КА; схема полёта блока выведения; баллистическое обоснование; программа управления движением; разведение по аргументу широты.

Цитирование: Поплевин А.С., Панов Н.А. Построение схемы полёта блока выведения «Волга» при групповом выведении космических аппаратов в плоскость орбиты с требуемой угловой дальностью между аппаратами // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 104-113. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-104-113

1. В настоящее время широкое распространение получили спутниковые системы космических аппаратов, космический сегмент которых представлен орбитальной группировкой из нескольких плоскостей и нескольких космических КА в каждой плоскости. При групповом выведении КА в плоскость орбиты требуемая угловая дальность между аппаратами в одной плоскости может быть обеспечена [1 – 3]:

- работой средств отделения (пружины, толкатели) КА от блока выведения (за счёт выбора величины и направления импульса отделения каждого КА);
- активным маневрированием каждого КА за счёт использования двигателей;
- разведением КА по аргументу широты с использованием блока выведения.

Выведение группы КА с их разведением на целевой орбите по аргументу широты с использованием БВ характеризуется:

- уменьшением времени развёртывания орбитальной группировки относительно остальных способов разведения;
- снижением нагрузки на наземный комплекс управления (НКУ) путём разнесения зон радиовидимости каждого КА по времени к началу работы НКУ с системой КА;
- увеличением длительности миссии выведения, что предъявляет повышенные требования к надёжности БВ и систем выводимых КА с точки зрения увеличения допустимого времени полёта в составе БВ.

Тенденции в космонавтике последнего времени, связанные с миниатюризацией КА, уменьшением срока ввода КА в систему, использованием «малопунктных» схем управления КА, с одной стороны, повышение энергетических возможностей средств выведения – с другой, делают более привлекательным использование блоков выведения для решения задачи группового выведения КА с разведением их по аргументу широты.

При этом в решении задачи построения схемы полёта БВ можно выделить два основных этапа:

- 1) выбор схемы полёта и проектно-баллистический анализ схемы, исходя из энергетических возможностей БВ;
- 2) формирование программы управления движением центра масс, обеспечивающей реализацию разведения КА в рамках выбранной схемы полёта.

2. Ниже рассмотрено построение схемы полёта БВ для миссии выведения N КА одинаковой массы ($m_{КА}$) на целевую околокруговую орбиту радиуса r_0 с периодом обращения T_0 и разведением КА по аргументу широты на угол $\Delta u = \frac{2\pi}{N}$. Определение

баллистических характеристик схемы полёта проводится на основе решения задачи посещения цепочки искусственных спутников Земли (ИСЗ), рассмотренной в [4], но с учётом изменения массы головного блока (ГБ) при отделении каждого КА. При этом минимизируется длительность миссии, исходя из энергетических возможностей БВ.

Миссию выведения N КА с использованием блока выведения с разведением КА по аргументу широты рассмотрим исходя из следующей схемы маневрирования БВ (рис. 1, 2):

1) перелёт ракеты-носителя (РН) с орбиты выведения (ОВ), на которую БВ с полезной нагрузкой (ПН) в составе N КА выводятся РН, на целевую круговую орбиту (ЦО) и отделение первого КА в момент времени $t_{отд1}$;

2) одноимпульсный переход на орбиту фазирования (с использованием разгонного ΔV_ϕ или тормозного $-\Delta V_\phi$ импульса) и полёт по орбите фазирования в течение целого числа витков n ;

3) одноимпульсный переход с орбиты фазирования на целевую орбиту (в момент перехода первый КА находится в точке ИСЗ₁) и отделение второго КА в момент времени $t_{отд2}$ (первый КА в момент отделения второго КА находится в точке ИСЗ₁'). Действия, описанные в пунктах 2, 3, повторяются в зависимости от числа КА $N-1$ раз;

4) проведение манёвра завершения миссии – увод БВ с целевой орбиты КА или его «затопление».

При проектно-баллистическом обосновании миссии накладывається ограничение на массу расходуемого топлива Δm_T^{\max} , при этом длительность миссии выведения должна быть по возможности минимальной. Дополнительными ограничениями являются допустимые значения максимального ΔR_α^{\max} и минимального ΔR_π^{\min} радиуса орбит фазирования.

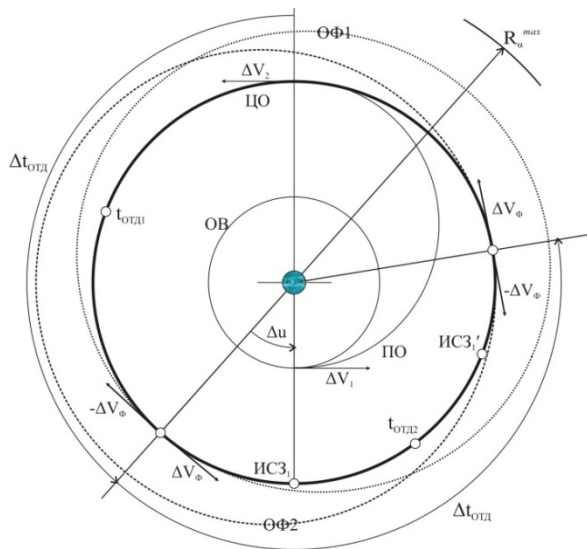


Рис. 1. Разведение КА по аргументу широты при периоде фазирющей орбиты больше периода целевой орбиты (внешнее фазирование)

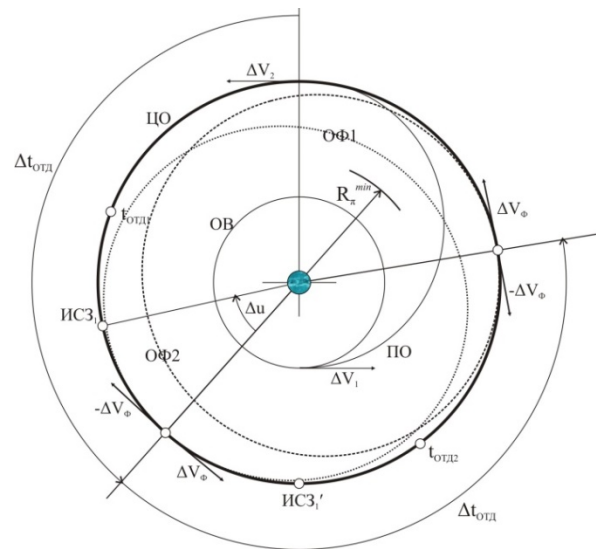


Рис. 2. Разведение КА по аргументу широты при периоде фазирющей орбиты меньше периода целевой орбиты (внутреннее фазирование)

Длительность миссии Δt_M по выведению и разведению N КА по аргументу широты можно вычислить по формуле:

$$\Delta t_M = \Delta t_B + \Delta t_{PA3B} + \Delta t_3, \quad (1)$$

где Δt_B – длительность перехода с орбиты выведения ракеты-носителя на конечную круговую орбиту радиуса r_0 с периодом обращения T_0 и отделение первого КА; Δt_3 – длительность участка завершения миссии; Δt_{PA3B} – длительность участка разведения $N-1$ КА (с учётом отделения первого КА на целевой орбите), которую можно определить по формуле:

$$\Delta t_{PA3B} = (N-1) \Delta t_{OTD} + \sum_{i=1}^{N-1} \Delta t_{\phi_i}, \quad (2)$$

где Δt_{OTD} – продолжительность участка отделения (в предположении, что она одинакова для любого КА), включающая в себя переходный участок углового движения от ориентации для выдачи импульса к ориентации отделения КА, участок отделения КА и переходный участок углового движения к ориентации для выдачи импульса скорости; Δt_{ϕ_i} – длительность фазирования i -го КА.

Длительность фазирования зависит от значения угла Δu (числа спутников N), периода целевой орбиты T_0 , количества витков фазирования и расположения орбиты фазирования (внешнее или внутреннее фазирование [5]). Соотношения для расчёта длительности фазирования и затрат характеристической скорости представлены в табл. 1.

Таблица 1. Соотношения для расчёта основных характеристик фазирования

Определяемое значение	Для внутреннего фазирования	Для внешнего фазирования	№
Длительность фазирования i -го КА	$\Delta t_{\phi_i} = n_i T_{\phi_i} = n_i T_0 - \frac{T_0}{N}$	$\Delta t_{\phi_i} = n_i T_{\phi_i} = n_i T_0 + \frac{T_0}{N}$	(3)
Длительность разведения $N-1$ КА	$\Delta t_{PA3B} = (T-1)\Delta t_{OTD} + T_0 \sum_{i=1}^{N-1} \left(n_i - \frac{1}{N} \right)$	$\Delta t_{PA3B} = (T-1)\Delta t_{OTD} + T_0 \sum_{i=1}^{N-1} \left(n_i + \frac{1}{N} \right)$	(4)
Период фазирующей орбиты	$T_{\phi_i} = T_0 - \frac{T_0}{n_i N} = 2\pi \sqrt{\frac{a_{\phi_i}^3}{\mu}}$	$T_{\phi_i} = T_0 + \frac{T_0}{n_i N} = 2\pi \sqrt{\frac{a_{\phi_i}^3}{\mu}}$	(5)
Большая полуось орбиты фазирования	$a_{\phi_i} = \left(\frac{T_0 \sqrt{\mu}}{2\pi} \left(1 - \frac{1}{n_i N} \right) \right)^{2/3}$	$a_{\phi_i} = \left(\frac{T_0 \sqrt{\mu}}{2\pi} \left(1 + \frac{1}{n_i N} \right) \right)^{2/3}$	(6)
Импульс скорости для перехода на орбиту фазирования	$\Delta V_{\phi_i} = \sqrt{\mu/r_0} \left(1 - \sqrt{2 - r_0/a_{\phi_i}} \right)$	$\Delta V_{\phi_i} = \sqrt{\mu/r_0} \left(\sqrt{2 - r_0/a_{\phi_i}} - 1 \right)$	(7)
Радиус апогея орбиты фазирования	$R_a = r_0$	$R_a = 2a_{\phi_i} - r_0$	(8)
Радиус перигея орбиты фазирования	$R_{\pi} = 2a_{\phi_i} - r_0$	$R_{\pi} = r_0$	(9)
Примечание: T_{ϕ_i} – период орбиты фазирования; $n_i \geq 1$ – число витков фазирования при отделении i -го КА			

Для расчёта потребного топлива на выполнение манёвров фазирования используется известная формула, связывающая приращение характеристической скорости с изменением массы рабочего тела:

$$\Delta V_{\phi_i} = -w \ln(1 - \Delta m_i / m_i),$$

из которой затраты топлива на проведение манёвра фазирования i -го КА определяются следующим образом:

$$\Delta m_i = m_i (1 - e^{-\Delta V_{\phi_i} / w}), \tag{10}$$

где Δm_i – расход рабочего тела на фазирование i -го КА; m_i – масса ГБ перед началом проведения манёвра фазирования; w – скорость истечения газов из маршевого двигателя БВ; ΔV_{ϕ_i} – определяется согласно (7).

В (10) выражение в скобках зависит от параметров целевой орбиты r_0 и T_0 , количества спутников N и количества витков фазирования при разведении i -го КА n_i . При заданных параметрах целевой орбиты и количестве спутников выражение в скобках является функцией от числа витков фазирования. Если в (10) выражение в скобках обозначить через K_{n_i} , то суммарные затраты топлива на разведение можно определить как

$$\Delta m_{PA3B} = \sum_{i=1}^{N-1} \Delta m_i = \sum_{i=1}^{N-1} K_{n_i} m_i, \tag{11}$$

где m_i определяется по рекуррентному соотношению:

$$m_i = m_{i-1} - m_{KA} - \Delta m_{i-1}. \tag{12}$$

При $i = 1$: m_0 – масса ГБ на орбите выведения РН, Δm_0 – затраты топлива на переход с орбиты выведения РН на целевую круговую орбиту.

При этом количество витков фазирования определяется как

$$n_{\Sigma} = \sum_{i=1}^{N-1} n_i . \quad (13)$$

Исходя из значения суммарного количества витков фазирования n_{Σ} можно найти длительность реализации миссии:

$$\Delta t_M = \Delta t_B + (N-1)\Delta t_{OTD} + \Delta t_3 \pm \frac{N-1}{N}T_0 + T_0 n_{\Sigma} , \quad (14)$$

где знак «+» соответствует использованию внешнего фазирования, знак «-» соответствует использованию внутреннего фазирования.

Решением задачи проектно-баллистического обоснования реализации миссии выведения N КА на целевую круговую орбиту с разведением КА по аргументу широты являются значения длительности миссии согласно (14) и потребной массы топлива:

$$\Delta m_{\Sigma} = \Delta m_0 + \Delta m_{PA3B} + \Delta m_3 , \quad (15)$$

где Δm_0 – затраты топлива на переход с орбиты выведения РН на целевую орбиту; Δm_3 – затраты топлива на завершение миссии.

Анализ выражения длительности миссии (14) показывает, что при заданных значениях Δt_B , Δt_{OTD} , Δt_3 , определяемых конструктивными, аппаратными и программными возможностями системы управления блока выведения, минимизация длительности миссии выведения сводится к определению параметров фазирования, обеспечивающих минимальное суммарное количество витков фазирования:

$$n_{\Sigma} \rightarrow \min .$$

С учётом ограничений на располагаемую массу топлива m_T^{\max} и критерия по минимизации длительности миссии выведения выражения (14) и (15) представляют из себя задачу линейного программирования относительно целочисленных неизвестных n_i ($i \in [1, N-1]$):

$$\sum_{i=1}^{N-1} n_i \rightarrow \min , \quad (16)$$

$$\sum_{i=1}^{N-1} \Delta m_i(n_1, \dots, n_{N-1}) \leq m_T^{\max} - \Delta m_0 - \Delta m_3 . \quad (17)$$

Наличие ограничений по минимальному и максимальному радиусу орбиты фазирования добавляют к (16) и (17) два дополнительных условия:

$$R_{\alpha}(n_i) \leq R_{\alpha}^{\max} , R_{\pi}(n_i) \geq R_{\pi}^{\min} , \quad (18)$$

где $R_{\alpha}(n_i)$, $R_{\pi}(n_i)$ определяются из соотношений (8) и (9) соответственно.

Таким образом, первую часть задачи, а именно построение схемы полёта и её проектно-баллистический анализ, можно решить в соответствии со следующей методикой:

1. По баллистическим характеристикам блока выведения и параметрам начальной и конечной орбиты определяются затраты топлива на переход на целевую орбиту Δm_0 и длительность перелёта с отделением первого КА за время Δt_B , затраты топлива на проведение манёвра завершения миссии Δm_3 и промежутки времени Δt_3 . С учётом полученных значений определяется согласно (17) максимальная масса топлива Δm_{PA3B} , отводимого на реализацию манёвров разведения КА по аргументу широты.

2. Для заданных значений N, T_0, r_0 необходимо вычислить значения коэффициентов K_{ni} по формуле (11) при условии $n_i \in [n_{\min}, n_{\max}]$, где n_{\min} и n_{\max} – минимальное и максимальное число витков фазирования. Значение n_{\min} может быть выбрано исходя из обеспечения выполнения условия (18), значение n_{\max} задаётся произвольно, исходя из практических соображений.

3. С использованием значений K_{ni} по формуле (11) определяются затраты топлива на разведение $\Delta m_{PA3B} = \Delta m(n_1, \dots, n_{N-1})$ для значений n_1, \dots, n_{N-1} из диапазона от n_{\min} до n_{\max} .

4. По полученным в пункте 3 данным определяются значения целочисленных переменных n_1, \dots, n_{N-1} , удовлетворяющих условиям (16) и (17).

5. По соотношению (14) определяется минимальная длительность миссии выведения исходя из энергетических возможностей блока выведения.

По результатам решения задачи баллистического обоснования миссии и построения схемы полёта блока выведения имеется следующий набор данных:

- ΔV_i – величина импульса скорости для перехода на орбиту фазирования i -го КА (с направлением выдачи – тормозной или разгонный);
- n_i – количество витков фазирования i -го КА.

3. Рассмотрим формирование программы управления движением блока выведения применительно к системе управления БВ «Волга» [6]. Необходимо определить времена включения корректирующе-тормозного двигателя (КТД) и величины импульсов [7].

Для круговых орбит включение КТД для перехода на орбиту фазирования после отделения первого или последующего КА можно осуществлять в любом месте круговой орбиты. Включение КТД для схода с орбиты фазирования с целью отделения последующего КА осуществляется в перигее орбиты фазирования для «внешнего» фазирования и в апогее – для «внутреннего» фазирования.

Полученные величины (времена включения КТД $t_{вкл}^{НОМ}$, величины импульсов $\Delta V^{НОМ}$, ориентация БВ при проведении манёвров) закладываются в полётное задание блока выведения.

В процессе полёта уточнение величины импульса скорости проводится по линейному закону [8]:

$$\Delta V = \Delta V^{НОМ} + \delta V,$$

$$\delta V = K \Delta P,$$

где δV – поправка к номинальному значению $\Delta V^{НОМ}$; $\Delta P = P_\phi - P_H$ – отклонение фактических значений отслеживаемых параметров P_ϕ от номинального значения P_H , определённого в полётном задании; K – вектор уточняющих коэффициентов, содержащийся в полётном задании.

При этом время включения КТД и величина импульса скорости для формирования орбиты фазирования не уточняются ($k = 0$), а для формирования целевой орбиты уточняются в зависимости от:

- времени прохождения характерных точек орбиты (t_{Rmin}, t_{Rmax});
- выхода на заданный период целевой орбиты;
- продолжительности работы КТД (определяется на основании уточнённой величины импульса скорости и текущей массы БВ с ПН).

В качестве примера рассмотрим решение баллистической части задачи группового выведения КА и разведения по аргументу широты с использованием блока выведения «Волга». Примем, что РН выводит на опорную орбиту (200×490 км) головной блок массой $M_{ГБ} = 5500$ кг. В состав ГБ входит блок выведения сухой массой $M_{СВХ} = 840$ кг и заправкой $m_T^{max} = 900$ кг. Остальная часть массы ГБ относится к полезной нагрузке $M_{ПН} = 3760$ кг (в состав полезной нагрузки входит адаптер). Задачей блока выведения является перевод ПН на целевую орбиту высотой 490 км ($r_0 = 6861$ км, $T_0 = 93,849$ мин) и разведение КА по аргументу широты на угол $\Delta u = 2\pi/N$, где $N \in [2;6]$. Также примем, что длительность участка отделения КА $\Delta t_{отд} = 30$ мин, а длительность манёвра завершения миссии $\Delta t_3 = 2$ ч. Результаты проектно-баллистического анализа для вариантов группового выведения от 2 до 6 КА, полученные в соответствии с вышеизложенной методикой, приведены на рис. 3.

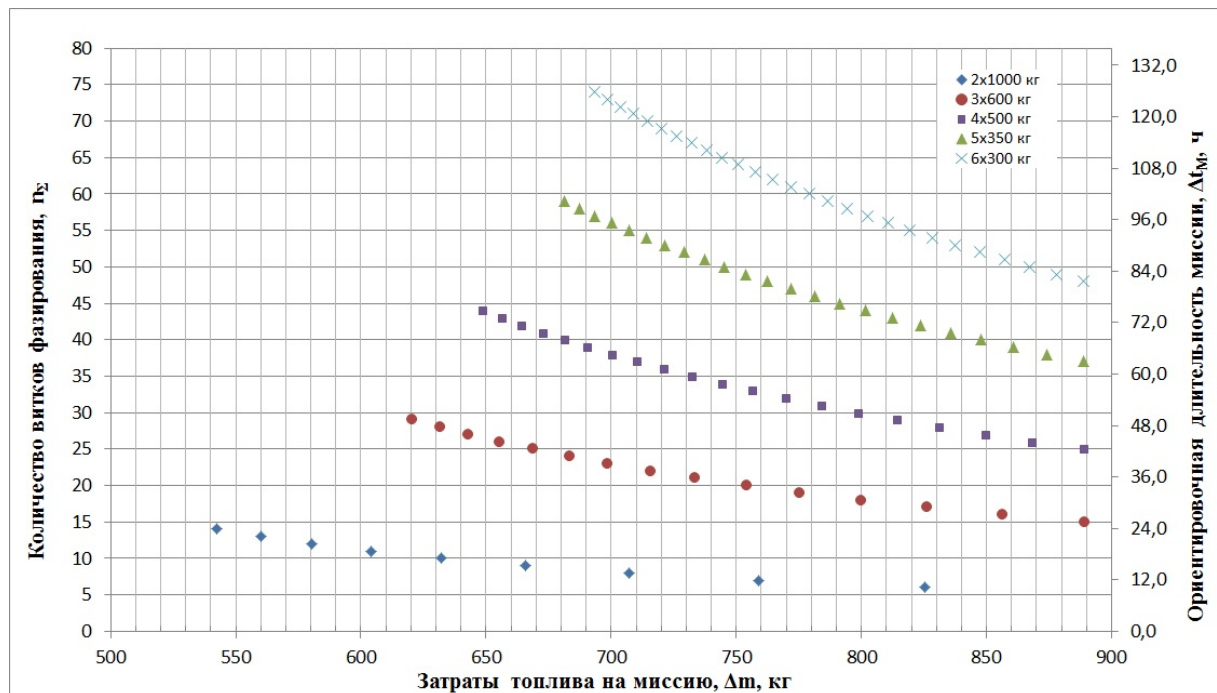


Рис. 3. Массово-временные показатели миссии группового выведения КА с разведением по аргументу широты

Анализ данных, полученных в результате расчёта массово-временных характеристик миссии выведения, показывает, что задача выведения и разведения ИСЗ по аргументу широты может быть выполнена для двух КА за 12 часов, для трёх КА за 30 часов, для четырёх КА за 42 часа, для пяти КА за 66 часов, для шести КА за 78 часов.

Решение задачи группового выведения КА с разведением по аргументу широты на целевой орбите с использованием блоков выведения представляет практический интерес, который будет увеличиваться по мере уменьшения габаритно-массовых характеристик КА, увеличения нагрузки на НКУ с возрастанием числа обслуживаемых КА согласно требованиям по сокращению времени развёртывания системы.

Обоснования, полученные в ходе проектно-баллистического анализа, показывают, что задача выведения и разведения космических аппаратов по аргументу широты с использованием блока выведения может быть реализована в течение двух-трёх суток полёта.

Библиографический список

1. Поплевин А.С. Управление движением разгонного блока по навигационной информации системы спутниковой навигации // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2010. № 2 (22). С. 191-197.

2. Ахметов Р.Н., Аншаков Г.П., Мантуров А.И., Панов Н.А., Поплевин А.С., Типухов В.А. Система управления блоком выведения «Волга» // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2014. № 8 (8). С. 10-16.

3. Аншаков Г.П., Григорьев С.К., Мантуров А.И., Панов Н.А., Поплевин А.С. Оценка точности выведения космических аппаратов блоком выведения «Волга» // Сборник материалов конференции «XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам». СПб.: Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2013. С. 310-316.

4. Круглов Г.Е., Юдинцев В.В. Синтез процессов группового отделения малых космических аппаратов от блока выведения для разных конструктивно-компоновочных схем // Тезисы докладов III международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках». Самара: Самарский научный центр РАН, 2014. С. 224-225.

5. Способ отделения спутников и разведения их на орбите при групповом запуске одной ракетой: патент РФ № 2111901; опубл. 27.05.1998.

6. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22. Ракетно-космическая техника. Кн. 1 / под ред. В.П. Легостаева. М.: Машиностроение, 2012. 925 с.

7. Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А. Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 232 с.

8. Зеленцов В.В., Казаковцев В.П. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли: уч. пособие. М.: Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, 2012. 176 с.

CONSTRUCTION OF AN UPPER STAGE FLIGHT PATTERN FOR PLACING A GROUP OF SPACECRAFT INTO AN ORBIT PLANE WITH THE REQUIRED ANGULAR DISTANCE BETWEEN THE SATELLITES

© 2017

A. S. Poplevin leading design engineer;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
apoplevin@mail.ru

N. A. Panov leading design engineer;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
nikolaos11@mail.ru

The article deals with issues of constructing the flight pattern of an upper stage and its ballistic justification subject to minimization of the mission time taking into account the upper stage's performance in the case of placing a group of spacecraft into the orbit plane with provision of a uniform angular distance between the satellites, and generating a motion control program to implement the chosen flight pattern. The solution of the problem is divided into two steps: the choice of a flight pattern with its project-ballistic analysis and generation of a centre-of-mass motion control program providing the required deployment of satellites. To solve the problem of the project-ballistic analysis of the flight pattern the author developed a mathematical apparatus allowing determination of a flight pattern that matches the specified criteria of time and fuel consumption by end formulae using the linear programming technique.

Upper stage flight pattern; placing a group of spacecraft in orbit; ballistic justification; motion control program; deployment by an argument of latitude.

Citation: Poplevin A.S., Panov N.A. Construction of an upper stage flight pattern for placing a group of spacecraft into an orbit plane with the required angular distance between the satellites. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 104-113. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-104-113

References

1. Poplevin A.S. Kick-stage control by navigational data of satellite navigation system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2010. No. 2 (22). P. 191-197. (In Russ.)
2. Akhmetov R.N., Anshakov G.P., Manturov A.I., Panov N.A., Poplevin A.S., Tipukhov V.A. «Volga» Upper Stage Control System. *Scientific-Technical Journal «Polyot»*. No. 8 (8). P. 10-16. (In Russ.)
3. Anshakov G.P., Grigor'ev S.K., Manturov A.I., Panov N.A., Poplevin A.S. Otsenka tochnosti vyvedeniya kosmicheskikh apparatov blokom vyvedeniya «Volga». *Sbornik materialov konferentsii «XX Sankt-Peterburgskaya mezhdunarodnaya konferentsiya po integrirovannym navigatsionnym sistemam»*. Saint-Petersburg: State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI «Elektropribor» Publ., 2013. P. 310-316. (In Russ.)
4. Kruglov G.E., Yudintsev V.V. Synthesis of processes of separation of a group of small spacecraft from an upper stage for different designs and structures. *Proc. III International Conference «Scientific and Technological Experiments on Automated Space Vehicles and Small Satellites»*. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2014. P. 224-227. (In Russ.)
5. *Sposob otdeleniya sputnikov i razvedeniya ikh na orbite pri gruppovom zapuske odnoy raketoy* [Method of separation of satellites and their moving apart in orbit in composite launch]. Patent RF, no. 2111901, 1998. (Publ. 27.05.1998).
6. *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-22. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Kn. 1 / pod red. V.P. Legostaeva* [Encyclopedia. Vol. IV-22. Space rocket engineering. Book 1. / Ed. by V.P. Legostayev]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2012. 925 p.

7. Barinov K.N., Burdaev M.N., Mamon P.A. *Dinamika i printsipy postroeniya orbital'nykh system kosmicheskikh apparatov* [Dynamics and principles of designing spacecraft orbital systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 232 p.

8. Zelentsov V.V., Kazakovtsev V.P. *Osnovy ballisticheskogo proektirovaniya iskusstvennykh sputnikov Zemli: uch. posobie* [Principles of ballistic design of artificial Earth satellites: Teaching Aid]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2012. 176 p.