

Анализ особенностей реализации схемы полета блока выведения при запуске микрокосмических аппаратов на промежуточную орбиту с синхронной прецессией

© Д.А. Зельвин, А.Г. Топорков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрены особенности реализации схемы выведения группировки микрокосмических аппаратов (МКА) на этапе работы блока выведения (БВ) типа «Волга» при переходе с опорной орбиты, формируемой ракетой-носителем «Союз 2.1в», до промежуточной орбиты, на которой осуществляется отделение МКА. В качестве промежуточной выбрана орбита с синхронной скоростью прецессии долготы восходящего узла по отношению к рабочей орбите, на которую МКА переходят самостоятельно с помощью своей двигательной установки, после отделения от БВ. Приведено решение задачи выбора рациональной ориентации БВ при выдаче импульсов на участках пассивного полета, а также для безопасного отделения МКА на промежуточной орбите с синхронной прецессией. Рассчитаны параметры маневров для затопления БВ после отделения МКА. Получены численные результаты затрат топлива на осуществление прямого схода с орбиты и выбора интервалов маневрирования для затопления БВ в заданной акватории Мирового океана. Проведены расчеты продолжительности нахождения МКА в зоне тени и полутени от Земли.

Ключевые слова: орбита с синхронной прецессией, микрокосмический аппарат, промежуточная орбита, орбитальная группировка, маневры

Введение. В настоящее время все более актуальной становится задача выведения микрокосмических аппаратов (МКА) на орбиту не только в качестве попутной нагрузки, но и целенаправленно для развертывания многоспутниковой группировки [1]. Осуществление групповых запусков МКА на разные орбиты с помощью одного средства выведения в общем случае приводит к необходимости оснащения МКА собственной двигательной установкой (ДУ), в том числе в целях использования ДУ для реализации довыведения. В связи с этим представляется актуальной задачей [2] рассмотрение схем выведения группировки однотипных МКА с использованием промежуточной орбиты, на которой происходит их отделение. В данной статье детально рассмотрен этап выведения полезной нагрузки (ПН) в составе группировки МКА на промежуточную орбиту с помощью блока выведения (БВ) типа «Волга» [3], который запускается с помощью ракеты-носителя (РН) «Союз 2.1в». Промежуточной орбитой является орбита с синхронной прецессией (ОСП) долготы восходящего узла по отношению к рабочей орбите МКА.

Цель данной статьи — проанализировать особенности перспективной схемы выведения МКА с использованием промежуточной ОСП для сокращения расхода топлива и времени развертывания группировки МКА на рабочей орбите.

Для того чтобы оценить возможности предлагаемой перспективной схемы выведения, было проведено ее сравнение с традиционной схемой прямого выведения по временным и массово-энергетическим характеристикам.

Сравнение схем выведения. При схеме прямого выведения после отделения БВ от РН этот блок доводит ПН на рабочую орбиту, после чего уходит на орбиту захоронения. При этом МКА при необходимости автономно занимают свое фазовое положение на рабочей орбите (рис. 1).

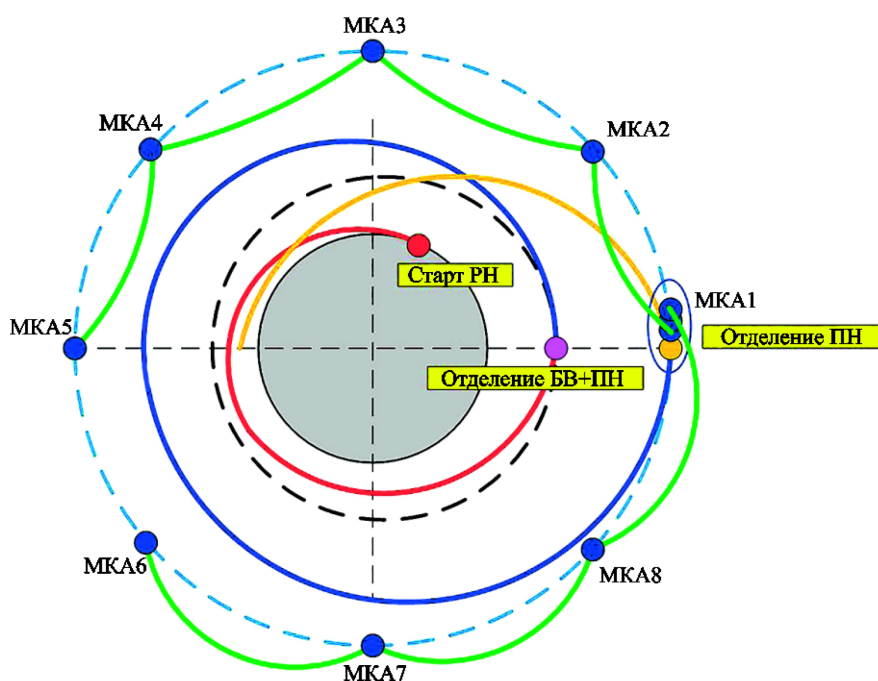


Рис. 1. Схема традиционного выведения группировки МКА на рабочую орбиту [4]:
 — — — — — участок выведения РН на опорную орбиту; — — — — — участок довыведения БВ на рабочую орбиту; — — — — — перефазирование МКА на орбите выведения; — — — — — участок увода БВ на орбиту захоронения; — — — — — опорная орбита; — — — — — рабочая орбита

К преимуществам схемы прямого выведения можно отнести:

- применимость для выведения МКА, не имеющих своей ДУ либо имеющих ограничения по запасам топлива и характеристической скорости (V_x) на изменение параметров сформированной орбиты;

• наибольшую простоту для выведения одиночных МКА, когда не предъявляются требования к параметрам фазового положения на орбите.

К недостаткам такой схемы следует отнести длительный этап установки МКА в заданное положение на рабочей орбите за счет операции перефазирования и дополнительные затраты топлива БВ по сравнению с вариантом отделения МКА на более низкой орбите.

При схеме выведения с использованием промежуточной ОСП этап орбитального полета после отделения БВ от РН до перехода на конечную рабочую орбиту разделяется на два участка. Первый участок перехода на промежуточную ОСП по отношению к рабочей, как и в схеме прямого перелета, осуществляет БВ, а на втором участке, после отделения от БВ, МКА или группировка МКА самостоятельно переходят на рабочую орбиту, занимая свое фазовое положение (рис. 2).

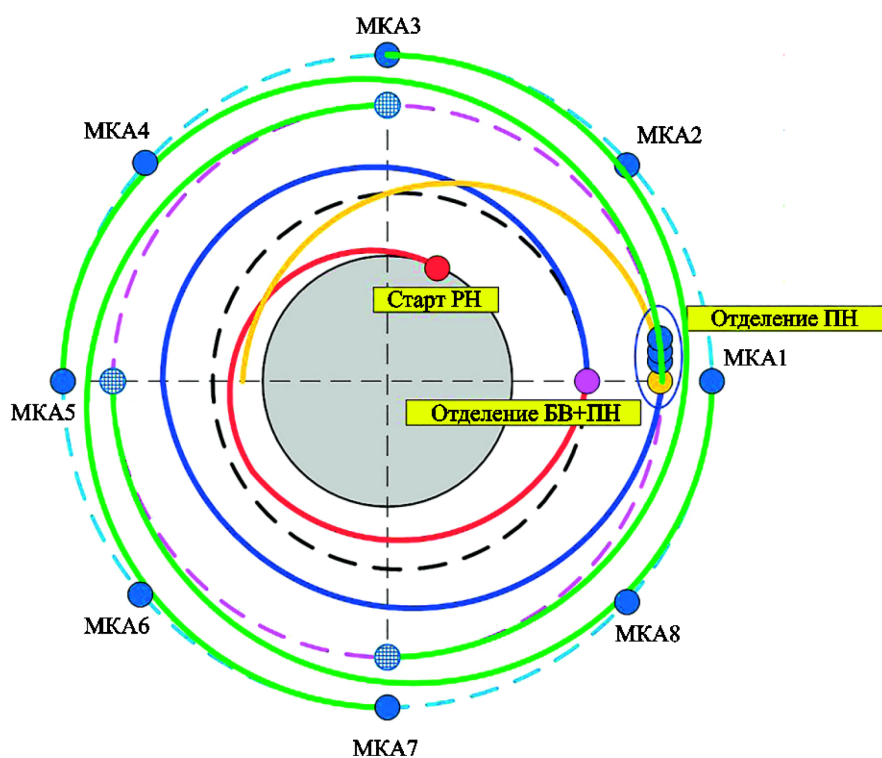


Рис. 2. Схема выведения группировки МКА на рабочую орбиту с использованием промежуточной ОСП [4]:

— — — — — участок выведения РН на опорную орбиту; — — — — — участок довыведения БВ на промежуточную ОСП; — — — — — перевод МКА на рабочую орбиту; — — — — — участок увода БВ на орбиту захоронения; — — — — — опорная орбита; — — — — — промежуточная ОСП; — — — — — рабочая орбита

Использование промежуточной ОСП позволяет увеличить массу выводимой ПН, которая может быть применена для повышения запаса топлива на борту, сокращения сроков готовности группировки спутниковой системы (СС) к штатной работе после отделения МКА от БВ, уменьшения затрат характеристической скорости (V_x) для перевода БВ на орбиту захоронения, расширения диапазона возможных наклонений и высоты для рабочей орбиты.

Преимущества применения промежуточной ОСП по сравнению с выводением МКА традиционным путем непосредственно на рабочую орбиту в части увеличения массы выводимой ПН и сокращения сроков развертывания орбитальной группировки изложены в [4, 5].

Оценка эффективности применения такой схемы и расширение областей достижимости по параметрам орбит были рассмотрены в работе [6]. Кроме того, как показано в [7], эволюция параметров двух промежуточных ОСП позволяет длительное время сохранять их взаимную конфигурацию при минимальных затратах топлива на поддержание, что может эффективно использоваться для размещения резервных МКА на указанной промежуточной орбите.

В качестве рабочей орбиты и промежуточной ОСП в статье рассматриваются солнечно-синхронные орбиты (ССО). В процессе перелета на ОСП ПН находится в составе блока и ее терморегулирование осуществляется штатными средствами БВ. Для обеспечения равномерного нагрева корпуса БВ и ПН в статье проводится анализ светотеневой обстановки на всех этапах полета БВ и выбор его рациональной закрутки на пассивных участках траектории (ПУТ). Также рассматривается задача увода БВ на орбиту захоронения с последующим его затоплением в южной акватории Тихого океана.

Определение параметров промежуточной ОСП. Выбор оптимальной промежуточной ОСП зависит от конечной рабочей орбиты МКА, а также запасов характеристической скорости МКА для осуществления самостоятельного довыведения.

С помощью известных соотношений для расчета характеристической скорости по высоте и наклонению можем составить уравнение для расчета оптимальной промежуточной ОСП в зависимости от конечной орбиты.

Затраты характеристической скорости при изменении высоты представим, согласно [8, 9], в виде

$$\Delta V_x = V_0 - V_1 \approx \frac{\Delta h}{2} \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}, \quad (1)$$

где V_0 — средняя орбитальная скорость движения на опорной орбите выведения; V_1 — орбитальная скорость движения на заданной высоте;

Δh — изменение средней высоты орбиты; $\mu = 398601 \text{ м}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр Земли; a — большая полуось заданной рабочей орбиты.

Затраты характеристической скорости при изменении наклона

$$\Delta V_i = 2V_0 \sin \frac{\Delta i}{2}, \quad (2)$$

где Δi — величина корректируемого наклона.

Суммарные затраты

$$\Delta V_{\Sigma} = \sqrt{\Delta V_x^2 + \Delta V_i^2}. \quad (3)$$

Перенесем в левую сторону все слагаемые из (3) и подставим (1) и (2) в (3), получим

$$\Delta V_{\Sigma}^2 - (V_0 - V_1)^2 - \left(2V_0 \sin \frac{i_2 - i_1}{2}\right)^2 = 0. \quad (4)$$

Для нахождения наклона ССО запишем условие ее солнечной синхронности:

$$\omega_{\text{пр}} = \frac{360}{365,2422} 0,9856 \text{ }^\circ/\text{сут},$$

где $\omega_{\text{пр}}$ — скорость прецессии.

Формула для скорости прецессии для круговой орбиты ($e = 0$), согласно [8], в первом приближении имеет вид

$$\omega_{\text{пр}} = -\frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_3}{a}\right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \cos i, \quad (5)$$

где $J_2 = 1,082628 \cdot 10^{-3}$ — безразмерный динамический коэффициент формы Земли; $R_3 = 6371 \text{ км}$ — средний радиус Земли; a — большая полуось орбиты МКА; i — наклонение орбиты МКА.

Далее, подставив в (5) значения постоянных величин, получим

$$\cos i = \frac{\omega_{\text{пр}} a^{7/2}}{-20,647 \cdot 10^{13}}. \quad (6)$$

Скорость полета на круговой орбите определим соотношением

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{a}}. \quad (7)$$

Подставим (5) в (4) и раскроем неизвестную скорость, получим уравнение

$$\Delta V_{\Sigma}^2 - 4V_0^2 \left\{ \sin \left[0,5 \left(\pi - \arccos \left(\frac{\omega_{\text{пр}} (R_3 + h_0)^{7/2}}{-20,647 \cdot 10^{13}} \right) \right) - i_1 \right] \right\}^2 - \left(V_0 - \sqrt{\frac{\mu}{R + h_0}} \right)^2 = 0. \quad (8)$$

Варьируя высоту промежуточной ОСП при заданных суммарных затратах характеристической скорости на переход, методом последовательных приближений решаем уравнение (8).

В табл. 1 представлены расчетные значения параметров промежуточной ОСП для рабочих орбит с высотой 600, 1200, 1500 км и затрат характеристической скорости от 10 до 80 м/с.

Таблица 1

Параметры промежуточной ОСП в зависимости от параметров рабочей орбиты

Суммарные затраты характеристической скорости ΔV_{Σ} , м/с	Высота и наклонение рабочей орбиты					
	$h_{\text{ОСП}}$ км	$i_{\text{ОСП}}$ град	$h_{\text{ОСП}}$ км	$i_{\text{ОСП}}$ град	$h_{\text{ОСП}}$ км	$i_{\text{ОСП}}$ град
	600,00	97,79	1200,00	100,42	1500,00	101,96
10	586,66	97,73	1187,17	100,36	1487,60	101,89
15	579,98	97,71	1180,74	100,33	1481,39	101,86
20	573,30	97,68	1174,31	100,30	1475,17	101,82
25	566,62	97,66	1167,88	100,26	1468,95	101,79
30	559,93	97,63	1161,43	100,23	1462,72	101,76
35	553,25	97,61	1154,99	100,20	1456,48	101,72
40	546,56	97,58	1148,53	100,17	1450,24	101,69
45	539,87	97,55	1142,07	100,14	1443,99	101,66
50	533,17	97,53	1135,61	100,11	1437,73	101,62
55	526,48	97,50	1129,14	100,08	1431,47	101,59
60	519,78	97,48	1122,66	100,05	1425,20	101,56
65	513,07	97,45	1116,18	100,02	1418,93	101,53
70	506,37	97,43	1109,70	99,987	1412,64	101,49
75	500,66	97,40	1103,20	99,956	1406,35	101,46
80	492,96	97,37	1096,71	99,926	1400,06	101,43

Схема выведения МКА на промежуточную ОСП и участки полета БВ. Схема выведения МКА на промежуточную ОСП и участки полета БВ схематично представлены на рис. 3.

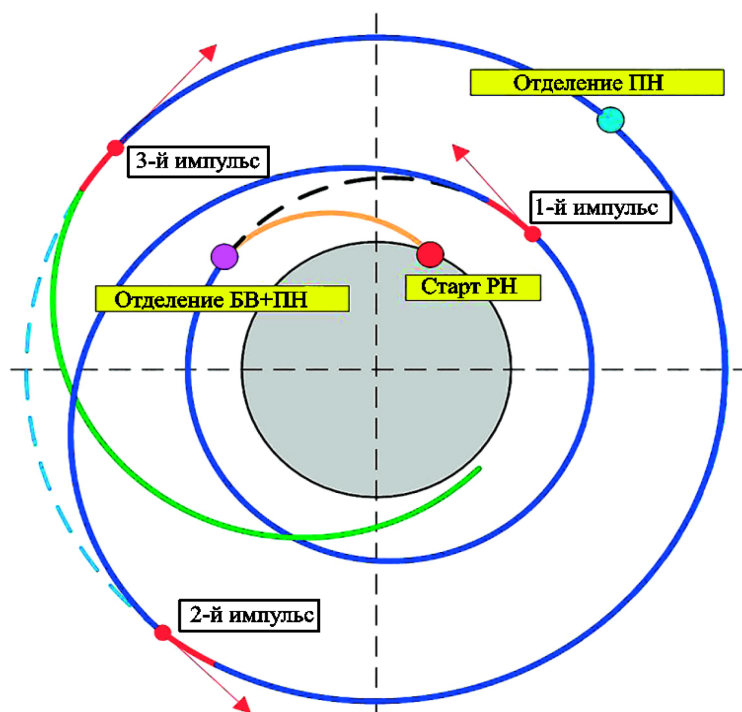


Рис. 3. Участки полета БВ с обозначением момента выдачи импульсов:

— — участок выведения РН на опорную орбиту; — — участки пассивного полета БВ; — — участки выдачи импульсов; — — участок увода БВ на орбиту захоронения; — — опорная орбита; — — промежуточная орбита

Для решения данной задачи зададим параметры опорной орбиты, на которую РН выводит БВ с ПН: высота 250×300 км и наклонение $96,672^\circ$. После отделения БВ осуществляет пассивный участок полета до момента выдачи 1-го импульса для перехода на орбиту отделения ПН. После 1-го импульса пассивный участок длится до момента выдачи 2-го импульса, после 2-го импульса формируется промежуточная ОСП с требуемыми параметрами. Затем происходит отделение ПН, после чего БВ продолжает пассивный полет до момента выдачи тормозного импульса для затопления БВ. Выбор момента выдачи тормозного импульса определяется из условий обеспечения затопления БВ в заданном районе Мирового океана.

Модель движения БВ. Для прогноза орбитального движения БВ использовалась модель сил, учитывающая:

- нецентральность гравитационного поля Земли с разложением в ряд по сферическим функциям до 12×12 гармоник;

- притяжение Луны;
- притяжение Солнца;
- статическую атмосферу (ГОСТ 4401–1981).

При расчете интервалов маневрирования также учитывалось ускорение от работы двигателя при переменной массе БВ.

Выбор рациональной ориентации БВ и параметров маневра.

Для обеспечения эффективного функционирования БВ на орбите необходимо построение требуемой ориентации в пространстве, особенно на этапах маневрирования и отделения ПН. На участках пассивного полета, между импульсами, должны обеспечиваться построение инерциальной ориентации БВ с нулевыми углами отклонения по курсу (ψ) и тангажу (θ), а также закрутка по крену с постоянной угловой скоростью $\omega_\gamma = 1$ °/сут. Закрутка необходима для обеспечения равномерного нагрева корпуса БВ и ПН. Перед проведением маневров обеспечивается построение заданной ориентации БВ.

На этапах маневрирования ориентация осуществляется в орбитальной системе координат с углами ориентации, которые будут определять далее при расчете маневров перевода БВ на заданную орбиту.

При достижении требуемых параметров орбиты происходит отделение ПН от БВ в определенный момент времени. Система отделения обеспечивает нарушение жесткой механической связи между БВ и МКА, а также создает определенный импульс разделения некоторой величины. Угловые скорости ПН после отделения складываются из угловой скорости БВ и угловой скорости, получаемой ПН при срабатывании системы отделения. Для необходимости безопасного отделения ПН от БВ и последующего взаимного движения разделение проводится либо по вектору скорости, либо против. Для определенности примем, что на момент отделения ориентация осуществляется против вектора орбитальной скорости ($\psi = 180^\circ$).

После отделения ПН от БВ блок ориентируется так же, как и на предыдущих пассивных участках. Закрутка БВ после отделения ПН необходима для обеспечения функционирования БВ до момента выдачи тормозного импульса через несколько часов.

Расчет параметров маневра БВ. Ракета-носитель «Союз 2.1в» выводит БВ «Волга» с ПН на ССО высотой 250×300 км и наклоном $96,672^\circ$. Далее БВ выводит ПН на промежуточную ОСП с помощью своей ДУ. Параметры БВ «Волга» на момент начала автономного полета представлены в табл. 2 [3, 10].

Рассмотрим пример, когда высота рабочей орбиты равна 600 км, а суммарные затраты характеристической скорости на доведение каждого МКА составят 75 м/с. В таком случае промежуточная ОСП будет являться ССО с высотой 500 км. В табл. 3 указаны параметры начальной и конечной орбит, для которых проводился расчет.

Таблица 2

Характеристики БВ «Волга»

Параметр	Значение
Масса БВ после отделения от РН, кг	2040
Масса топлива, кг	400
Сухая масса БВ, кг	840
Масса ПН, кг	800
Удельный импульс, м/с	2600
Тяга ДУ, Н	2980
Баллистический коэффициент, м ² /кг	0,01

Таблица 3

Параметры начальной орбиты БВ и орбиты отделения МКА

Параметр	Значение начальной орбиты	Значения орбиты отделения
	БВ	МКА
h_{\min} , км	250	500
h_{\max} , км	300	500
ω , град	142,645	57,717
u , град	213,507	233,206
i , град	96,600	97,402
Ω , град	27,217	27,217

Приводимые в данной статье расчеты выполнены с использованием теории, описанной в [9, 11] для расчета параметров оптимального маневрирования в задаче встречи на околокруговых орбитах. Определены параметры импульсов и ориентация вектора тяги БВ для обеспечения перехода с начальной на конечную орбиту с выходом в расчетное время в заданную точку орбиты для отделения МКА. Переход на круговую ССО осуществлялся с помощью двух импульсов коррекции, параметры которых приведены в табл. 4. Также были рассчитаны длительности прохождения пассивных участков полета (табл. 5).

Таблица 4

Параметры маневров

Номер участка	Δt , с	ΔV_i , м/с	ψ , град	ϑ , град	Масса топлива, кг	Время начала выдачи импульса
1	60,722	90,250	36,146	12,719	69,596	03:37:51,615078
2	57,023	87,704	317,433	-20,653	65,358	05:53:22,469547

Суммарные затраты характеристической скорости составили $\Delta V_{\Sigma} = 177,95$ м/с. В работе [6] с учетом упрощенной модели движения $\Delta V_{\Sigma} = 168,38$ м/с. Ошибка данной оценки не превысила 6 %.

Полученные значения углов ψ и ϑ являются постоянными на этапе выдачи импульса и отсчитываются в орбитальной системе координат. При этом угловая скорость по крену нулевая. Блоку выведения необходимо около 5 мин на переориентацию для выдачи импульса или осуществления пассивного полета.

Таблица 5

Длительность прохождения пассивных участков на этапах перелета БВ

Этап перелета	Прохождение пассивного участка, с
До первого маневра	2271,615
Между первым и вторым маневром	8070,132
Между вторым маневром и отделением	949,000

Анализ светотеневой обстановки на этапе орбитального функционирования БВ. Расчеты были проведены в соответствии с методикой, представленной в [12]. В табл. 6 указаны значения времени нахождения в тени на всех этапах функционирования БВ. По результатам анализа 1-й импульс проходит на освещенном участке полета, 2-й импульс на теневом участке. Момент отделения выбирается на освещенном участке за 1 ч до входа в тень. Это необходимо для обеспечения эффективной работы солнечного датчика при построении первоначальной ориентации МКА и наведении нормали солнечных батарей на Солнце.

Таблица 6

Время нахождения БВ в тени

Время входа в тень, UTC	Время выхода из тени, UTC	Длительность, с
03:00:00.000	03:13:56.171	836.171
04:11:28.118	04:45:14.440	2026.322
05:43:55.537	06:17:00.327	1984.79
07:18:49.732	07:51:39.317	1969.586
08:53:28.670	09:26:18.253	1969.583
10:28:07.575	11:00:57.156	1969.581
12:02:46.524	12:35:36.096	1969.572
13:37:25.660	14:10:15.224	1969.564
15:12:04.699	15:44:54.282	1969.583
16:46:43.782	17:19:33.381	1969.599
18:21:22.872	–	–

Исходя из условий освещенности момент отделения ПН от БВ будет соответствовать 06:20:00.000 UTC. Это ближайший освещенный участок после формирования блоком выведения ОСП. Импульс на увод на орбиту захоронения осуществляется на освещенном участке.

Реализация маневра для затопления БВ. Затопление БВ осуществляется понижением перигея орбиты до высоты 80 км посредством одного импульса и происходит в южной акватории Тихого океана в районе падения с координатами $48,52^\circ$ ю. ш. $123,23^\circ$ з. д.

После отделения ПН от БВ он осуществляет пассивный полет до момента времени 18:09 выдачи тормозного импульса, опускается до высоты 80 км и сгорает в атмосфере.

Расчет времени выдачи импульса выполняется следующим образом. Определяется аргумент широты точки полета БВ, при котором координаты подспутниковой точки находятся в заданном районе затопления. Момент приложения импульса будет отстоять на полвитка от указанной точки для обеспечения формирования перигея орбиты над заданным районом затопления.

Необходимую характеристическую скорость для понижения перигея орбиты до высоты 80 км рассчитываем как разность орбитальной скорости в апогее и круговой [13]:

$$\Delta V_x = V_1 - V_2, \quad (9)$$

где V_1 — скорость круговой орбиты

$$V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{a}}; \quad (10)$$

V_2 — скорость в апогее эллиптической орбиты 500×80 км,

$$V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{a} \left(\frac{1-e}{1+e} \right)}. \quad (11)$$

Далее, используя формулу

$$\Delta V_x = \frac{P}{m} \Delta t,$$

можем найти время выдачи импульса:

$$\Delta t = \frac{\Delta V_x m}{P}. \quad (12)$$

В результате для реализации маневра для затопления необходимо выдать импульс в 18:09 длительностью 44,9 с (табл. 7).

Таблица 7

Параметры тормозного импульса

V_1 , км/с	V_2 , км/с	ΔV_x , км/с	m , кг	P , Н	m_t , кг	Δt , с
7,617	7,495	0,1211	1105	2980	50,278	44,9

После выдачи тормозного импульса масса БВ составляет 1055 кг, в том числе 215 кг топлива. Время, через которое МКА достигнет высоты 80 км, соответствует половине периода и равно 45,06 мин. Время входа БВ в плотные слои атмосферы будет составлять 18:55:06,000 UTC.

На рис. 4 представлена циклограмма работы БВ, на которой отображены углы ψ и ϑ , угловая скорость по крену ω_γ , светотеневая обстановка и временная шкала с указанием моментов выдачи импульсов на всех этапах полета БВ.

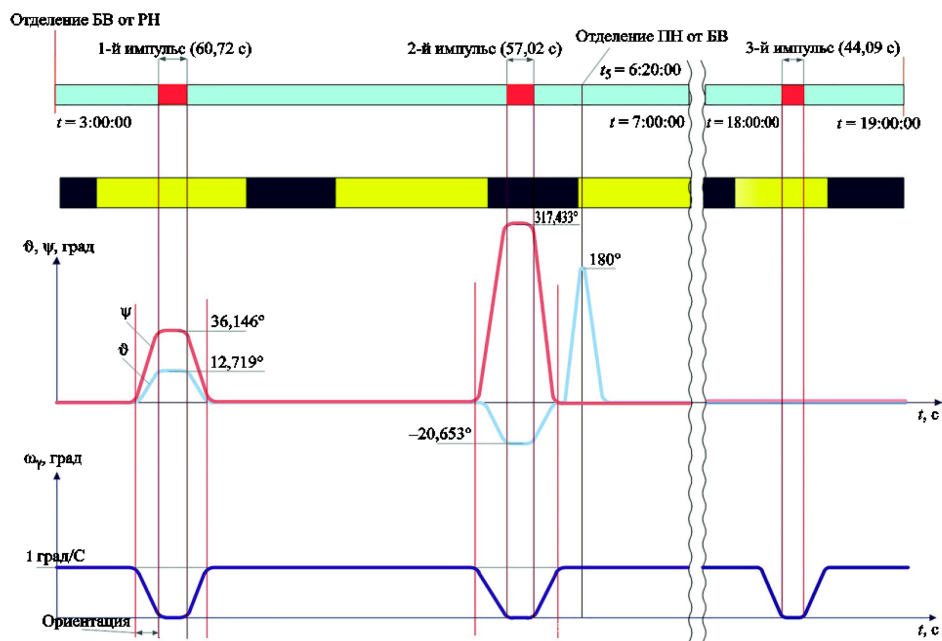


Рис. 4. Циклограмма работы БВ

На циклограмме видно, что БВ выполняет три маневра, включая маневр для затопления, а время существования БВ на орбите составляет 15 ч 55 мин.

В табл. 8 приведены для сравнения рассмотренные схемы выведения группировки МКА по времени и затратам характеристической скорости.

Таблица 8

Сравнительные характеристики при различных схемах выведения МКА

Этап	С использованием ОСП			Прямое выведение		
	t , ч:мин	V_x , м/с	$m_{\text{МКА}}$, кг	t , ч:мин	V_x , м/с	$m_{\text{МКА}}$, кг
Довыведение МКА БВ	3:20	177,95	106,50	3:37	250,76	100
Подготовка МКА	0:30	—	—	0:30	—	—
Перевод МКА в заданное фазовое положение на рабочей орбите	52:40	86,04	4,36	197:12	20,70	1
Итоговые значения	56:30	263,99	102,14	201:19	27,46	99

Заключение. Предлагаемая схема выведения МКА с использованием промежуточной ОСП позволяет снизить затраты характеристической скорости на развертывание группировки МКА и приведение ее в рабочее состояние на 7,47 м/с, а длительность выведения сократить почти в 3 раза. Выведение на более низкую промежуточную ОСП позволит распределить сэкономленную массу ПН между МКА с учетом дополнительных затрат топлива на довыведение, увеличить массу каждого аппарата на рабочей орбите почти на 3 кг.

При использовании ОСП каждый МКА совершает два маневра, так же как и при перефазировании, характерном для схемы прямого выведения. Экономия характеристической скорости у БВ дает возможность увеличить массу ПН, а в некоторых случаях позволит вывести дополнительный МКА на ОСП и использовать его в качестве резервного для соответствующей группировки на рабочей орбите. В связи с этим рассмотренная схема представляется наиболее перспективной для реализации группового запуска нескольких МКА на орбиту. В качестве недостатка схемы следует отметить, что МКА должен иметь свою ДУ и достаточный запас топлива для перелета на рабочую орбиту.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Тенденции развития группировок малых КА и средств их выведения на орбиты. *Сб. материалов конференции «Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных исследований»*. Составитель В.В. Ефанов. Химки, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2015, с. 73–79.
- [2] Космодемьянский Е.В., Кириченко А.С., Ключин Д.И., Космодемьянская О.В., Макушев В.В., Альмурзин П.П. Инновационный формат организации миссий по выведению малых космических аппаратов. *Труды МАИ*, 2014, вып. № 74. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/b70/b70eb7c1b7fd6dcd41c80c5fe4597e99.pdf> (дата обращения 14.03.2019).
- [3] Блок выведения «Волга». *РКЦ «Прогресс»*. URL: https://samspace.ru/products/upreg_stages/bv_volga/ (дата обращения 14.03.2019).
- [4] Улыбышев С.Ю. Выведение группировки микроспутников с использованием промежуточной орбиты с синхронной прецессией. *Труды МАИ*, 2018, № 98. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=90354> (дата обращения 14.03.2019).
- [5] Улыбышев С.Ю. Выведение группировки микроспутников с использованием промежуточной орбиты с синхронной прецессией. *Актуальные проблемы космонавтики. Труды ХLI Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, 24–27 января 2017*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с. 294.
- [6] Зельвин Д.А. Оценка энергетических возможностей и областей достижимости при выведении группировки микрокосмических аппаратов с использованием

- промежуточной орбиты. *Актуальные проблемы космонавтики. Труды XLII Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. Москва, 23–26 января 2018.* Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с. 243–244.
- [7] Улыбышев С.Ю. Анализ взаимной эволюции параметров двух синхронно прецессирующих орбит. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 3. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-3-1471
- [8] Чернов А.А., Чернявский Г.М. *Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения.* Москва, Радио и связь, 2004, 200 с.
- [9] Авдеев Ю.Ф., Беляков А.И. *Полет космических аппаратов. Примеры и задачи. Справочник.* Москва, Машиностроение, 1990, 272 с.
- [10] Куренков В.И. *Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Ч. 2. Основы проектирования ракет-носителей.* Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т). Самара, 2012. URL: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Konstrukciya-i-proektirovanie-izdelii-raketnokosmicheskoi-tehniki-elektron-ucheb-posobie-Ch-2-Osnovu-proektirovaniya-raketnositelei-54593> (дата обращения 14.03.2019).
- [11] Баранов А.А. *Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты.* Москва, Изд-во «Спутник +», 2016, 512 с.
- [12] Казаковцев В.П., Корянов В.В., Просунцов П.В., Топорков А.Г. Методика расчета условий освещенности космического аппарата и возможности его попадания в тень от Земли в процессе выведения на заданную орбиту. *Естественные и технические науки*, 2015, № 11, с. 345–354.
- [13] Эльясберг П.Е. *Введение в теорию полета искусственных спутников Земли.* Москва, ЛЕНАНД, 2015, 544 с.

Статья поступила в редакцию 21.06.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Зельвин Д.А., Топорков А.Г. Анализ особенностей реализации схемы полета блока выведения при запуске микрокосмических аппаратов на промежуточную орбиту с синхронной прецессией. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-9-1918>

Зельвин Дмитрий Андреевич — студент 6-го курса кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: dzelvin@mail.ru

Топорков Алексей Геннадьевич — ассистент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 14 научных работ в области динамики движения летательных аппаратов и навигационных спутниковых систем. e-mail: kafsm3@bmstu.ru

Analysis of the features of the implementation of the launch unit flight scheme for micro spacecraft injections in an intermediate orbit with synchronous precession

© D.A. Zelvin, A.G. Toporkov

Bauman Moscow State Technical University, 105005, Russia

The article considers features of the implementation of the launching scheme for a group of small spacecraft at the stage of the Volga type launch unit operation during the transition from the reference orbit formed by the "Soyuz 2.1 v" launch vehicle to the intermediate orbit, where the small spacecraft separate. The orbit with synchronous precession velocity of the ascending node longitude with respect to the working orbit is chosen as an intermediate orbit, to which the small spacecraft transfer independently, using their propulsion system, after separation from the launch unit. The article solves the problem of choosing the rational orientation of the launch unit during the release of pulses, in the passive flight segments, as well as for the safe separation of the small spacecraft in an intermediate orbit with synchronous precession. Parameters of maneuvers to flood launch unit after separation of small spacecraft are calculated. Numerical results of fuel consumption for direct deorbiting and selection of maneuvering intervals for launch unit submersion in a given area of the world ocean are obtained. The calculations of the Earth shadow- and semishadow-sunlight time for small spacecraft are performed.

Keywords: orbit with synchronous precession, microspacecraft, intermediate orbit, orbit group, maneuvers

REFERENCES

- [1] Klushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Osadchenko A.S. Tendentsii razvitiya gruppirovok malykh kosmicheskikh apparatov i sredstv ikh vyvedeniya na orbity [Trends in the development of groups of small spacecrafts and their launch vehicles]. *Sbornik materialov konferentsii "Aktualnye voprosy proektirovaniya avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamentalnykh i prikladnykh issledovaniy"*. Sostavitel V.V. Efanov [Proceedings of the conference "Topical issues of designing automatic spacecraft for fundamental and applied research". Compiled by V.V. Efanov]. Khimki, FGUP "NPO im. S. A. Lavochkina" Publ., 2015, pp. 73–79.
- [2] Kosmodemyansky E.V., Kirichenko A.S., Klyushin D.I., Kosmodemyanskaya O.V. Makushev, V.V., Almurzin P.P. *Elektronnyy zhurnal "Trudy MAI" (Electronic journal "Trudy MAI")*, 2014, no. 74, pp. 1–14. Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/b70/b70eb7c1b7fd6dcd41c80c5fe4597e99.pdf> (accessed March 14, 2019).
- [3] Blok vyvedeniya "Volga". *RKTs "Progress"* [The launch unit "Volga" Rocket and Space Center "Progress"]. Available at: https://samspace.ru/products/upper_stages/bv_volga/ (accessed March 14, 2019).
- [4] Ulybyshev S.Y. *Trudy MAI — "Trudy MAI" Journal*, 2018, no. 98. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=90354> (accessed March 14, 2019).
- [5] Ulybyshev S.Y. Vyvedenie gruppirovki mikrospatnikov s ispolzovaniem promezhutochnoy orbitys sinkhronnoy pretsessiey [Insertion of microsatellite groups using intermediate orbit with synchronous precession]. *Actualnye*

- problemy kosmonavtiki: Trudy XLI akademicheskikh chteniy po kosmonavtike, posvyashchennykh pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydaushchikhsya uchenykh – pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva. Moskva, 24–27 yanvarya 2017 g.* [Current problems of cosmonautics: Proceedings of the XLI academic readings on cosmonautics dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other prominent domestic scientists-pioneers of space exploration. Moscow, January 24–27, 2017]. Moscow, BMSTU Publ., 2017, p. 294.
- [6] Zelvin D.A. Otsenka energeticheskikh vozmozhnostey i oblastey dostizhimosti pri vyvedenii gruppirovki mikrokosmicheskikh apparatov s ispolzovaniem promezhutochnoy orbity [Evaluation of the energy opportunities and areas of reachability in the insertion of groups microcosmic crafts using the intermediate orbit]. *Actualnye problemy kosmonavtiki: Trudy XLII akademicheskikh chteniy po kosmonavtike, posvyashchennykh pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydaushchikhsya uchenykh — pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva. Moskva, 23–26 yanvarya 2018 g.* [Current problems of cosmonautics: Proceedings of the XLII academic readings on cosmonautics dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other prominent domestic scientists-pioneers of space exploration. Moscow, January 23–26, 2018]. Moscow, BMSTU Publ., 2018, pp. 243–244.
- [7] Ulybyshev S.Yu. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, no. 3.
DOI: 10.18698/2308-6033-2016-3-1471
- [8] Chernov A.A., Chernyavsky G.M. *Orbity sputnikov distantsionnogo zondirovaniya Zemli. Lektsii i uprazhneniya* [Orbits of Earth remote sensing satellites. Lectures and exercises]. Moscow, Radio i svyaz Publ., 2004, 200 p.
- [9] Avdeev Yu.F., Belyakov A.I. *Polet kosmicheskikh apparatov. Primery i zadachi. Spravochnik* [Spacecraft flight. Examples and tasks. Reference book]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990, 272 p.
- [10] Kurenkov V.I. *Konstruktziya i proektirovanie izdeliy raketno-kosmicheskoy tekhniki. Chast 2. Osnovy proektirovaniya raket-nositeley* [Design and structure of rocket and space technology products. Part 2. Basics of designing launch vehicles]. Samara, Korolev Samara State Aerospace University Publ., 2012, 304 p. Available at: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Konstrukciya-i-proektirovanie-izdelii-raketnokosmicheskoi-tehniki-elektron-ucheb-posobie-Ch-2-Osnovy-proektirovaniya-raketnositelei-54593> (accessed March 14, 2019).
- [11] Baranov A.A. *Manevrirovaniye kosmicheskikh letatelnykh apparatov v okrestnosti krugovoy orbity* [Spacecraft maneuvering in the vicinity of a circular orbit]. Moscow, Sputnik + Publ., 2016, 512 p.
- [12] Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V., Prosuntsov P.V., Toporkov A.G. *Estestvennye i tekhnicheskie nauki — Natural and Technical Sciences*, 2015, no. 11, pp. 345–354.
- [13] Elyasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of flight of artificial earth satellites]. Moscow, LENAND Publ., 2015, 544 p.

Zelvin D.A. (b. 1994), the 6th year student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: dzelvin@mail.ru

Toporkov A.G. (b. 1990), Assistant, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 12 scientific publications in the field of motion dynamics of aircraft and navigation satellite systems. e-mail: kafsm3@bmstu.ru