

УДК 629.78

## **Выведение группировки микроспутников с использованием промежуточной орбиты с синхронной прецессией**

**Улыбышев С.Ю.**

*Центральный научно-исследовательский институт химии и механики,*

*ул. Нагатинская, 16а, Москва, 115487, Россия*

*e-mail: wardoc5@rambler.ru*

### **Аннотация**

В работе рассмотрена задача выведения группировки микроспутников с использованием промежуточной орбиты, обладающей свойством синхронной прецессии долготы восходящего узла по отношению к рабочей орбите. После отделения от средств выведения, микроспутники самостоятельно переводятся на рабочую орбиту. Использование промежуточной орбиты с синхронной прецессией в качестве фазирующей, позволяет парировать накопление рассогласований по отношению к рабочей орбите на этапе ожидания перехода на нее и установку микроспутника в требуемую рабочую точку. Кроме того, указанная промежуточная орбита рассматривается как орбита дежурства для резервных спутников из системы. Проведено сравнение временных и энергетических показателей и преимуществ предлагаемой схемы выведения по сравнению с традиционным способом выведения группировки микроспутников непосредственно на рабочую орбиту.

**Ключевые слова:** микроспутник, спутниковая система, промежуточная орбита, орбита с синхронной прецессией, рабочая орбита, дежурная орбита, перефазирование, характеристическая скорость.

## Введение

Использование микроспутников или микрокосмических аппаратов (МКА) для научных и прикладных исследований из космоса, в настоящее время, все более активно внедряется в практику. Небольшие размеры МКА и относительно короткие сроки его проектирования и производства являются очевидными преимуществами по сравнению с более крупными КА. При этом, использование на борту МКА, в силу ограниченной массы и габаритов, менее точных оптических и радиолокационных приборов, например, для задач дистанционного зондирования Земли может, отчасти, компенсироваться применением нескольких таких аппаратов или созданием на базе МКА распределенной системы в виде кластера спутников, движущихся плотной группой [1, 2]. Для запуска на орбиту одиночных МКА обычной практикой стало попутное выведение с более крупными спутниками в окрестность их рабочей орбиты. Для запуска сегмента спутниковой системы (СС) из нескольких МКА, планируемых для размещения в одной орбитальной плоскости с некоторым фазовым сдвигом или кластера из близко расположенных аппаратов, возможно, использовать ракеты-носители (РН) легкого класса типа «Союз-2.1в»<sup>1</sup> совместно с блоком выведения (БВ) «Волга» [3].

---

<sup>1</sup> <https://topwar.ru/7320-popolnenie-v-semeystve-soyuzov.html>

Традиционно схема выведения КА состоит из этапов вывода полезной нагрузки на опорную замкнутую орбиту с помощью РН и дальнейшее довыведение средствами разгонных блоков, например, типа «Фрегат» [4-6]. Для выведения на геостационарную орбиту (ГСО) обычной практикой стало использование геопереходной орбиты [7-8]. В последнее время активно развивается направление выведения КА на ГСО с помощью электрореактивных двигательных установок, когда длительность может достигать нескольких месяцев [9-14]. Для КА класса «нано» с массой менее 10 кг последнее время применяется оригинальная схема с доставкой аппарата на борт международной космической станции, его финальная подготовка и последующий запуск непосредственно космонавтами [15]. В целом, для микрокосмических аппаратов проводятся реализации как попутных запусков [16-18], так и разрабатываются концепции развития и применения сверхлегких РН для группового запуска [19-21]. Кроме того, уже в состав руководств по применению некоторых РН, например «Ariane 6» и «Falcon 9», входят описания схем выведения комбинированной полезной нагрузки на различные орбиты [22-23].

С учетом малых размеров и массы МКА представляет практический интерес рассмотреть схему выведения, когда РН и БВ формируют не конечную рабочую орбиту для МКА, а некоторую промежуточную, с которой МКА, после отделения от БВ, самостоятельно переходит на свою рабочую орбиту. Преимуществами такого варианта является большая полезная масса, которую возможно вывести на указанную промежуточную орбиту, поскольку потребуется меньший расход топлива БВ на ее формирование и на последующий увод на орбиту захоронения. Вторым аспектом, является ускорение процесса установки каждого МКА на свои фазовые

положения на рабочей орбите, за счет использования промежуточной орбиты, по сравнению с вариантом, когда все аппараты отделяются непосредственно на целевой орбите и далее самостоятельно занимают свои рабочие положения, как, например, при выведении сегмента аппаратов системы «Гонец» [24]. Кроме того, указанная схема позволяет расширить возможности выведения на различные наклонения, за счет роста запаса характеристической скорости на самом МКА, при увеличении выводимой массы и более эффективному ее расходу на одновременное изменение высоты орбиты и ее наклонения.

В данной работе проводится сравнительный анализ по массовым, энергетическим и временным показателям, вариантов развертывания сегмента из нескольких МКА в одну орбитальную плоскость при традиционном способе выведения аппаратов непосредственно на рабочую орбиту с последующим разведением их вдоль орбиты и при использовании предлагаемой схемы с применением промежуточной орбиты. При этом в качестве промежуточной, рассматривается орбита с синхронной прецессией (ОСП) инерциальной долготы восходящего узла по отношению к рабочей орбите для сегмента МКА. Применение указанной ОСП позволяет рассматривать ее и в качестве орбиты дежурства резервного МКА, который в последствие может быть использован для замены вышедшего из строя аппарата на рабочей орбите. Синхронность прецессии рабочей и промежуточной орбит позволит длительное время сохранять их взаимное положение в пространстве [25].

## Постановка задачи

Для первого варианта традиционного выведения, рассмотрим запуск сегмента из 8 МКА массой 100 кг каждый на круговую солнечно-синхронную орбиту (ССО) высотой 1200 км. В качестве средств выведения используется ракета-носитель легкого класса близкая по характеристикам к РН «Союз-2.1в» совместно с БВ типа «Волга». Схема выведения, представленная на рисунке 1, состоит из следующих этапов, описанных в таблице 1. Для второго варианта выведения, отражающего предлагаемую схему с использованием промежуточной ОСП, процесс выведения разбивается на схожие этапы, описанные в таблице 1 и иллюстрируется рисунком 2.

Таблица 1. Этапы выведения сегмента СС на круговую ССО для традиционной и предлагаемой схем

Этап	Традиционная схема с выведением сегмента СС на рабочую орбиту	Предлагаемая схема с выведением сегмента СС на промежуточную ОСП
1	РН выводит головной блок (ГБ) на замкнутую орбиту 200x300 км с наклоном $96.6^{\circ}$ . В состав головного блока входит заправленный БВ типа «Волга» и полезная нагрузка (ПН) из 8 МКА.	
2	БВ типа «Волга» выводит на заданную орбиту (ССО высотой 1200 км) группировку из 8 МКА и отделяет их.	БВ типа «Волга» выводит группировку из 8 МКА на некоторую промежуточную круговую ССО и отделяет их.
3	После отделения ПН БВ реализует маневр перевода на орбиту захоронения. В качестве орбиты захоронения рассматривается орбита с высотой перигея порядка 80 км, а высотой апогея соответствующей высоте орбиты выведения.	
4	Каждый МКА, посредством маневров перефазирования, переходит в свою точку на рабочей орбите, завершая формирование сегмента СС.	Каждый МКА, посредством маневров орбитального перехода, при достижении оптимального фазового положения, переходит в свою точку на рабочей орбите, завершая формирование сегмента СС.



Принято, что масса выводимого ГБ на опорную орбиту составляет порядка 2240 кг, а масса незаправленного БВ типа «Волга» 840 кг. Запас топлива на БВ определяется из расчета обеспечения доставки ПН на требуемую орбиту и формирования орбиты утилизации после ее отделения.

Требуется оценить массу дополнительной ПН, которую можно вывести на промежуточную ОСП в зависимости от высоты орбиты, с учетом реализации БВ маневра перевода на орбиту утилизации. Определить высоту орбиты, при которой дополнительная масса выводимого полезного груза на промежуточную ОСП будет достаточной для выведения еще одного МКА, являющегося резервным для сегмента СС. Необходимо сравнить обе схемы выведения по массовым, энергетическим и временным характеристикам развертывания указанного сегмента СС.

### **Сравнение схем выведения по массовым и энергетическим показателям**

При сравнении массовых и энергетических показателей рассматриваемых схем выведения воспользуемся следующей приближенной методикой оценки, используя стандартные соотношения по орбитальному маневрированию и расчету масс [26]. После отделения головного блока на опорной орбите, затраты характеристической скорости ( $V_h$ ) для довыведения его на ССО заданной высоты будут включать в себя расход на коррекцию наклона и высоты орбиты и могут быть записаны в виде:

$$\Delta V_h = V_{sr} - V_0 \approx \frac{\Delta h}{2} \sqrt{\frac{\mu}{a_{CCO}^3}} \quad (1)$$

где  $V_{sr}$  – средняя орбитальная скорость движения на опорной орбите выведения;  $V_0$  – орбитальная скорость движения на заданной высоте ССО;  $\Delta h$  – изменение средней высоты орбиты;  $\mu=398601 \text{ м}^3/\text{с}^2$  – гравитационный параметр Земли;  $a_{cco}$  – большая полуось заданной рабочей орбиты.

Затраты  $V_x$  на коррекцию наклона запишем в виде:

$$\Delta V_i = 2 \cdot V_0 \cdot \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right) \quad (2)$$

где  $\Delta i$  – величина корректируемого наклона.

При проведении связанной коррекции суммарные затраты запишутся как:

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

Соответствующий расход топлива БВ определим используя уравнение

Циолковского в следующей форме:

$$m_T^{BBB} = m_{ГБ} \cdot \left(1 - e^{\frac{-\Delta V_{\Sigma}}{Iu_{BB}}}\right) \quad (4)$$

где  $m_{ГБ}$  – масса головного блока после отделения от РН;  $Iu_{BB}=2740 \text{ м/с}$  – удельный импульс двигателя БВ.

Затраты  $V_x$  на сход с орбиты БВ определим с учетом формирования орбиты захоронения с высотой перигея порядка 80 км в виде:

$$\Delta V_{CX} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{a_{cco}}} \cdot \left( \sqrt{\frac{r_{80}}{r_{80} + r_a}} - \sqrt{\frac{r_a}{r_p + r_a}} \right) \quad (5)$$

где  $r_{80}$  – радиус орбиты высотой 80 км;  $r_a$  и  $r_p$  – радиусы апогея и перигея орбиты выведения БВ.

Расчетное значение массы топлива необходимое на увод БВ оценивается с учетом знания его конечной массы в виде:

$$m_T^{CX} = \frac{m_{BB} \cdot \left(1 - e^{\frac{-\Delta V_{CX}}{Iu - BB}}\right)}{e^{\frac{-\Delta V_{CX}}{Iu - BB}}} = m_{BB} \cdot e^{\frac{\Delta V_{CX}}{Iu - BB}} \cdot \left(1 - e^{\frac{-\Delta V_{CX}}{Iu - BB}}\right) = m_{BB} \cdot \left(e^{\frac{\Delta V_{CX}}{Iu - BB}} - 1\right) \quad (6)$$

где  $m_{BB}$  – масса сухого БВ.

В результате масса выводимой ПН может быть найдена из следующего соотношения:

$$m_{ПН} = m_{ГБ} - (m_T^{BBB} + m_T^{CX}) - m_{BB} = m_{ГБ} - m_T^{BB} - m_{BB} \quad (7)$$

где  $m_T^{BB}$  – суммарный необходимый запас топлива на БВ.

В таблице 2 представлены сравнительные данные по возможности выведения на круговую ССО заданной высоты полезной нагрузки для БВ типа «Волга» с опорной орбиты (200x300 км с наклоном  $96.6^0$ ), формируемой РН типа «Союз-2.1в».

Таблица 2. Возможности прямого выведения БВ типа «Волга» сегмента МКА на круговую ССО

$h_{ССО}$	$i_{ССО}$	$V_0$	$\Delta V_h$	$\Delta V_i$	$\Delta V_{\Sigma}$	$m_T^{BBB}$	$\Delta V_{CX}$	$m_T^{CX}$	$m_T^{BB}$	$m_{ПН}$
км	гр.	м/с	м/с	м/с	м/с	кг	м/с	кг	кг	кг
300	96.672	7725.76	29.09	9.70	30.66	24.93	64.97	20.15	45.08	1353.72
350	96.849	7697.00	57.85	33.48	66.84	53.98	79.21	24.64	78.62	1320.18
400	97.030	7668.56	86.29	57.55	103.72	83.21	93.26	29.08	112.29	1286.51
450	97.214	7640.43	114.42	81.89	140.70	112.12	107.14	33.50	145.62	1253.18
500	97.402	7612.61	142.24	106.52	177.70	140.66	120.83	37.87	178.54	1220.26
550	97.593	7585.09	169.76	131.44	214.69	168.82	134.35	42.21	211.03	1187.77
600	97.788	7557.87	196.98	156.65	251.68	196.58	147.69	46.52	243.10	1155.70
650	97.986	7530.94	223.91	182.16	288.65	223.97	160.87	50.79	274.76	1124.04
700	98.188	7504.29	250.56	207.97	325.62	250.99	173.87	55.03	306.02	1092.78
750	98.394	7477.92	276.92	234.08	362.60	277.66	186.72	59.24	336.89	1061.91
800	98.603	7451.83	303.01	260.50	399.59	303.97	199.40	63.41	367.38	1031.42
850	98.816	7426.02	328.83	287.23	436.61	329.95	211.92	67.55	397.50	1001.30
900	99.033	7400.46	354.38	314.27	473.66	355.60	224.29	71.65	427.26	971.54
950	99.254	7375.17	379.67	341.63	510.75	380.94	236.50	75.73	456.67	942.13
1000	99.479	7350.14	404.71	369.32	547.89	405.97	248.57	79.77	485.74	913.06
1050	99.708	7325.36	429.49	397.33	585.09	430.70	260.48	83.77	514.48	884.32
1100	99.941	7300.83	454.02	425.67	622.36	455.14	272.25	87.75	542.90	855.90
1150	100.178	7276.55	478.30	454.35	659.70	479.31	283.88	91.70	571.00	827.80
1200	100.419	7252.50	502.35	483.37	697.13	503.19	295.36	95.61	598.80	800.00

В таблице указаны следующие параметры:

$h_{CCO}$  – высота круговой ССО;  $i_{CCO}$  – наклонение ССО;  $V_0$  – орбитальная скорость на заданной высоте;  $\Delta V_h$  – затраты  $V_x$  на изменение высоты орбиты;  $\Delta V_i$  – затраты  $V_x$  на изменение наклонения орбиты;  $\Delta V_\Sigma$  – затраты  $V_x$  на изменение высоты и наклонения орбиты при связанной коррекции;  $m_T^{BB}$  – затраты топлива БВ на выведение на заданную орбиту;  $\Delta V_{CX}$  – затраты  $V_x$  на сход с орбиты БВ после отделения ПН (перевод на орбиту утилизации);  $m_T^{CX}$  – затраты топлива на сход с орбиты БВ;  $m_T^{BB}$  – необходимая масса топлива, заправляемого в БВ;  $m_{ПН}$  – масса выводимой ПН на заданную орбиту.

В последнем столбце для  $h_{CCO}=1200$  км указана масса выводимой ПН состоящей из 8 МКА по 100 кг каждый.

При использовании промежуточной ОСП для выведения ПН, ее наклонение, соответствующее заданной высоте круговой орбиты, при котором скорость прецессии инерциальной долготы восходящего узла остается постоянной, запишем согласно [5] в виде:

$$i_{ОСП} = \arccos \left[ \cos i_{ОВ} \cdot \left( \frac{(1 - e_{ОСП}^2)^2 \cdot a_{ОСП}}{(1 - e_{ОВ}^2)^2 \cdot a_{ОВ}} \right)^{7/2} \right] \quad (8)$$

где  $e_{ОВ}$  и  $e_{ОСП}$  – эксцентриситеты орбиты выведения и ОСП;  $a_{ОВ}$  и  $a_{ОСП}$  – большие полуоси орбиты выведения и ОСП;  $i_{ОВ}$  – наклонение орбиты выведения.

Тогда величина корректируемого наклонения запишется в виде:

$$\Delta i = i_{ОСП} - i_{ОВ} \quad (9)$$

Затраты  $V_x$  на довыведение МКА можно оценить как:

$$\Delta V_{\text{ДОВ}} = \Delta V_{\Sigma_{1200}} - \Delta V_{\Sigma_{\text{ОСП}}} \quad (10)$$

где  $\Delta V_{\Sigma_{1200}}$  – затраты  $V_x$  для довыведения на рабочую орбиту;  $\Delta V_{\Sigma_{\text{ОСП}}}$  – затраты  $V_x$  для довыведения на промежуточную ОСП.

При этом масса топлива, расходуемая МКА на данную операцию, при условии, что на рабочую орбиту доставляется базовая масса МКА 100 кг, оценивается в виде:

$$m_T^{\text{ДОВ}} = m_{\text{МКА}} \cdot \left( e^{\frac{\Delta V_{\text{ДОВ}}}{I_u_{\text{МКА}}}} - 1 \right) \quad (11)$$

где  $I_u_{\text{МКА}}=2060$  м/с – удельный импульс двигателя МКА.

Тогда добавку к выводимой ПН на промежуточную ОСП за вычетом массы топлива на довыведение, которую потратит каждый МКА, определим из соотношения:

$$\Delta m_{\text{МКА}}^{+\text{ВЫВ}} = m_{\text{ПН}} - N \cdot (m_{\text{МКА}} + m_T^{\text{ДОВ}}) \quad (12)$$

где  $N$  – количество довыводимых МКА.

Далее в таблице 3 показаны возможности выведения сегмента МКА на заданную круговую ССО с использованием промежуточной ОСП.

Таблица 3. Возможности выведения сегмента МКА на заданную круговую ССО БВ типа «Волга» с использованием промежуточной ОСП

$h_{\text{ССО}}$	$i_{\text{ССО}}$	$m_{\text{ПН}}$	$\Delta V_{\text{ДОВ}}$	$m_T^{\text{ДОВ}}$	$\Delta m_{\text{ВЫВ}}^+$	$\Delta m_{\text{МКА}}^{+\text{СТ}}$	$m_{\text{МКА}}^{\text{СТ}}$	$m_{\text{МКА}}^{\text{ВЫВ}}$	$\Delta m_{\text{МКА}}^{+\text{ВЫВ}}$
км	гр.	кг	м/с	кг	кг	кг	кг	кг	кг
300	96.672	1353.72	666.47	38.20	248.12	69.21	169.21	122.44	22.44
350	96.849	1320.18	630.30	35.79	233.83	65.02	165.02	121.52	21.52
400	97.030	1286.51	593.42	33.38	219.43	60.81	160.81	120.56	20.56
450	97.214	1253.18	556.43	31.01	205.09	56.65	156.65	119.57	19.57
500	97.402	1220.26	519.43	28.68	190.83	52.53	152.53	118.54	18.54
550	97.593	1187.77	482.44	26.39	176.66	48.47	148.47	117.47	17.47
600	97.788	1155.70	445.46	24.14	162.57	44.46	144.46	116.37	16.37
650	97.986	1124.04	408.48	21.93	148.58	40.50	140.50	115.23	15.23

700	98.188	1092.78	371.51	19.76	134.67	36.60	136.60	114.06	14.06
750	98.394	1061.91	334.53	17.63	120.85	32.74	132.74	112.84	12.84
800	98.603	1031.42	297.54	15.54	107.11	28.93	128.93	111.59	11.59
850	98.816	1001.30	260.52	13.48	93.45	25.16	125.16	110.29	10.29
900	99.033	971.54	223.47	11.46	79.88	21.44	121.44	108.96	8.96
950	99.254	942.13	186.38	9.47	66.38	17.77	117.77	107.58	7.58
1000	99.479	913.06	149.24	7.51	52.95	14.13	114.13	106.16	6.16
1050	99.708	884.32	112.04	5.59	39.61	10.54	110.54	104.69	4.69
1100	99.941	855.90	74.78	3.70	26.33	6.99	106.99	103.17	3.17
1150	100.178	827.80	37.43	1.83	13.13	3.47	103.47	101.61	1.61
1200	100.419	800.00	0.00	0.00	0.00	0.00	100.00	100.00	0.00

В таблице указаны следующие параметры:

$\Delta V_{\text{ДОВ}}$  – затраты  $V_x$  на довыведение МКА на рабочую орбиту;  $m_T^{\text{ДОВ}}$  – необходимая масса топлива на МКА на задачу довыведения его на рабочую орбиту;  $\Delta m_{\text{ВЫВ}}^+$  – дополнительная масса выводимой БВ ПН на промежуточную орбиту;  $\Delta m_{\text{МКА}}^{+CT}$  – добавка к стартовой массе МКА, за счет распределения дополнительно выводимой ПН;  $m_{\text{МКА}}^{CT}$  – стартовая масса МКА на начало его довыведения на рабочую орбиту;  $m_{\text{МКА}}^{\text{ВЫВ}}$  – выводимая масса МКА на рабочую орбиту;  $\Delta m_{\text{МКА}}^{+\text{ВЫВ}}$  – фактическая добавка к массе выводимого МКА при использовании промежуточной ОСП.

Оценка стартовой массы МКА ( $m_{\text{МКА}}^{CT}$ ), в случае равномерного перераспределения дополнительной массы выводимой ПН, включает требуемую массу на довыведение и рассчитывается в виде:

$$m_{\text{МКА}}^{CT} = m_{\text{МКА}} + m_T^{\text{ДОВ}} + \Delta m_{\text{ВЫВ}}^+ / N = m_{\text{ПН}} / N \quad (13)$$

В предпоследней и последней колонках таблицы представлены оценки по выводимой массе МКА на рабочую орбиту и фактической добавке к массе МКА при реализации рассмотренной схемы выведения с использованием промежуточной ОСП. Указанная добавка к массе МКА может быть использована как для увеличения

массы бортовой аппаратуры и улучшения характеристик МКА, так и массы топлива для продления срока активного существования его на орбите.

Заливкой в таблице 2 выделены параметры промежуточной орбиты, при которых дополнительная масса выводимой ПН может быть использована для доставки на указанную орбиту еще одного МКА. Данный аппарат может быть штатным и дополнить сегмент СС на рабочей орбите или быть резервным и восполнить, при необходимости, любой вышедший из строя МКА на рабочей орбите. Например, дополнительная масса ПН, выводимая БВ типа «Волга» на высоту 750 км составляет 120.85 кг. С учетом того, что на довыведение на рабочую орбиту каждому МКА понадобится порядка 17.63 кг топлива, в указанную дополнительную массу ПН как раз поместится еще один МКА с массой 117.63 кг. Очевидно, что при меньшей массе МКА, возможно осуществить выведение на промежуточную ОСП нескольких дополнительных аппаратов.

Обобщая выше сказанное, следует отметить, что возможности по увеличению выводимой ПН существенно зависят от наклона орбиты выведения и синхронной ей по скорости прецессии рабочей орбиты. Пусть масса выводимого ГВ на опорную орбиту и доставляемая на ОСП высотой 300 км не зависит от наклона орбиты и соответствует данным, приведенным в таблице 2. Тогда в зависимости от наклона орбиты выведения будет отличаться величина корректируемого наклона при формировании рабочей орбиты, синхронно прецессирующей по отношению к орбите выведения. На рисунке 3 представлены зависимости от высоты рабочей орбиты величины дополнительной массы ПН, выводимой на ОСП для различных наклонов опорной орбиты, формируемой РН.

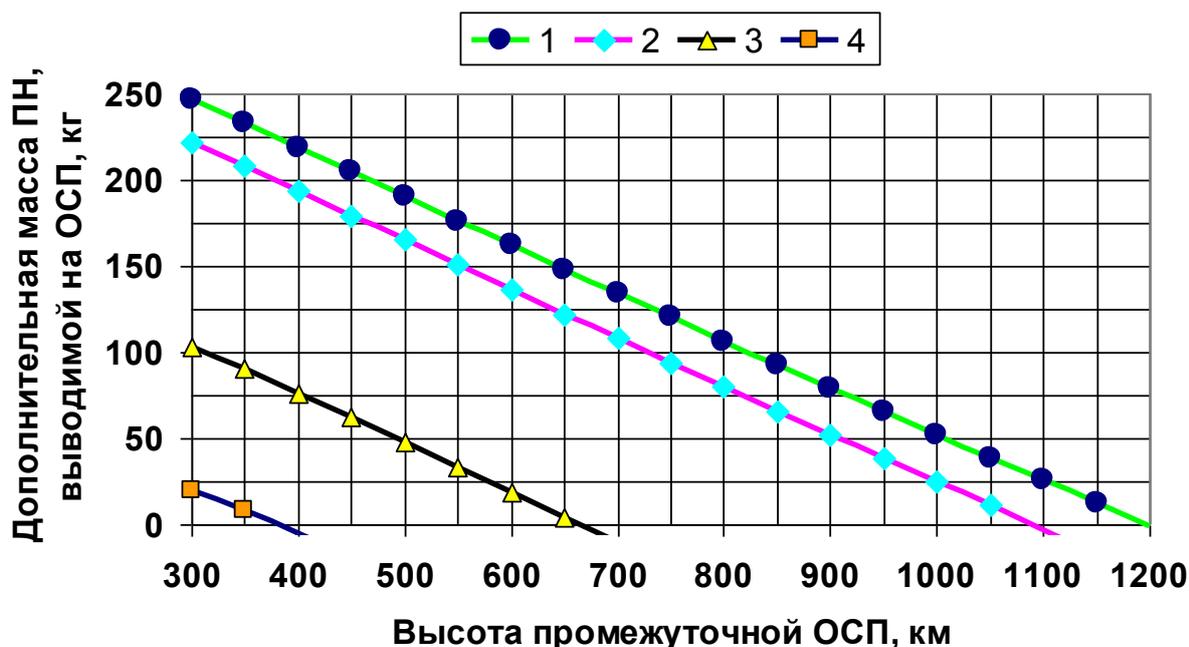


Рисунок 3. Дополнительная масса ПН, выводимой на ОСП

$$(1 - i_{OB} = 96.6^{\circ}; 2 - i_{OB} = 82.5^{\circ}; 3 - i_{OB} = 79^{\circ}; 4 - i_{OB} = 77^{\circ})$$

При уменьшении наклона орбиты существенно снижается высота промежуточной ОСП, на которую можно вывести фиксированную дополнительную массу ПН. Так, при наклоне орбиты выведения  $96.6^{\circ}$ , на ОСП высотой 750 км можно доставить порядка 125 кг дополнительной ПН, для наклона  $82.5^{\circ}$  уже менее 100 кг, а для более низких наклонов выводимая ПН оказывается уже меньше минимально требуемой.

### Сравнение схем выведения по длительности развертывания СС

При сравнении временных показателей по длительности развертывания сегмента СС ограничимся оценкой сроков перевода МКА, после отделения от БВ, на свои фазовые положения на рабочей орбите. Для случая отделения МКА на рабочей орбите перевод его в нужную фазовую точку решается посредством маневров

перефазирования. Максимальная длительность перефазирования будет соответствовать переводу МКА на фазовый угол  $180^0$ . На рисунке 4 представлены данные по длительности перефазирования МКА на различные фазовые углы для рабочей орбиты высотой 1200 км при затратах  $V_x$ , из запасов МКА, расходуемых на данную операцию, величиной в 5 м/с, 10 м/с и 20 м/с. Схема перефазирования заключается в выдаче тормозного (или разгонного) импульса для коррекции высоты перигея (апогея) орбиты и изменения периода обращения. За счет разности периодов, фазовый угол между МКА находящимися на рабочей и фазирующей орбите будет возрастать. При достижении требуемого рассогласования по фазовому углу осуществляется второй маневр для возврата на рабочую орбиту и установки МКА в нужную фазовую точку. Пусть величина затрат  $V_x$  на перефазирование составляет 5 м/с. Тогда первый импульс величиной 2.5 м/с приведет к изменению перигея орбиты на 10.45 км и периода на 0.11 мин. За один виток полета МКА на фазирующей орбите угловое расстояние изменится на  $0.372^0$ . В результате, для перефазирования на  $180^0$  потребуется порядка 484 витков (около 36 суток). Это минимальная оценка, не учитывающая расхождение по инерциальной долготе рабочей и фазирующей орбиты, что приведет к дополнительным затратам  $V_x$ .

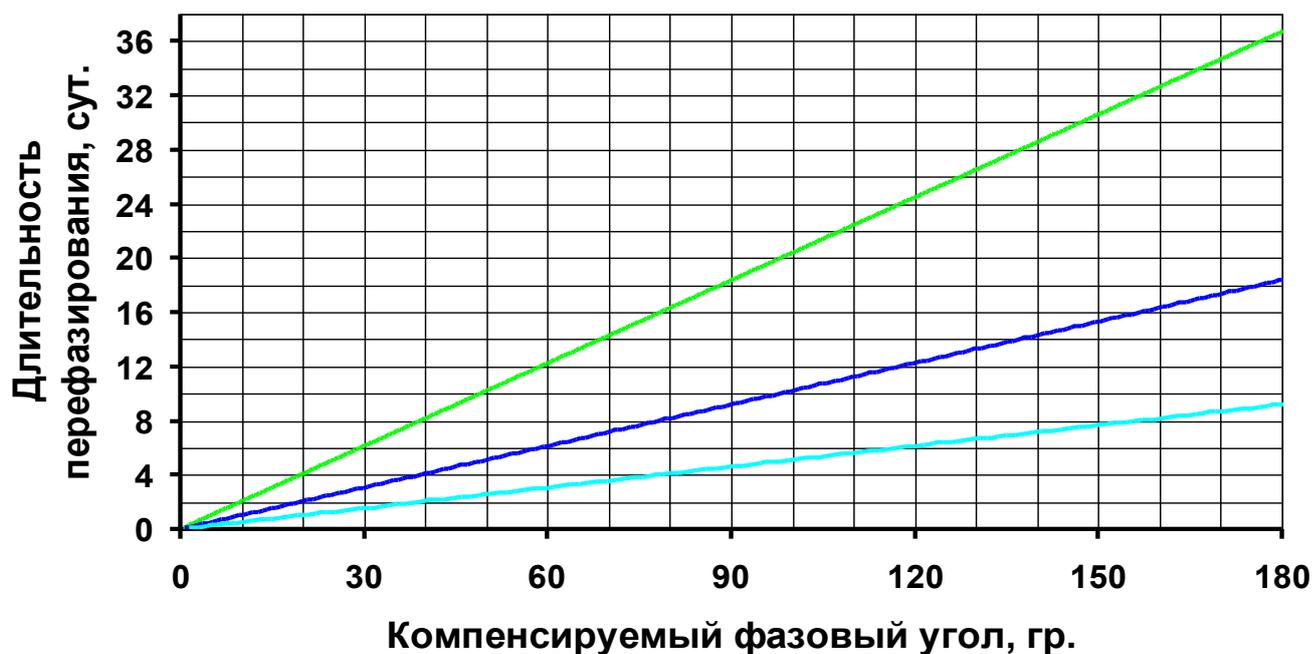


Рисунок 4. Длительность этапа перефазирования МКА

( —  $V_x=5$  м/с, —  $V_x=10$  м/с, —  $V_x=20$  м/с)

Видно, что длительность этапа перефазирования, даже при величине  $V_x=20$  м/с, превышает 9 суток. Это означает, что срок готовности сегмента СС к штатной работе после выведения на орбиту по традиционной схеме, в случае минимизации затрат  $V_x$ , может превышать 1 месяц.

При использовании предлагаемой схемы с промежуточной ОСП, срок довыведения МКА на заданные фазовые положения на рабочей орбите существенно сокращается. Максимальное время установки МКА на свое положение на рабочей орбите будет складываться из периодичности повторения фазового положения на промежуточной ОСП, когда осуществление перехода на рабочую орбиту можно реализовать с минимальными затратами  $V_x$ , и длительности самого этапа довыведения. Зависимость длительности повторения фазового положения ( $T_{\text{ПФП}}$ ) от разницы высот промежуточной и рабочей орбит представлена на рисунке 2.

Указанный параметр определяется разностью периодов обращения на рабочей орбите и ОСП и может быть найден в следующем виде:

$$T_{\text{ПФП}} = \frac{T_{\text{РО}} \cdot T_{\text{ОСП}}}{T_{\text{РО}} - T_{\text{ОСП}}} \quad (14)$$

Длительность самого этапа довыведения не превышает нескольких витков полета и составляет менее 0.5 суток. В результате, для промежуточной орбиты высотой 750 км регулярность повторения фазового положения составляет менее 1 суток. Таким образом, срок готовности сегмента СС к штатной работе, после отделения на промежуточной ОСП и довыведения на рабочую орбиту, не превысит 1.5 суток. В случае реализации выведения дополнительного МКА в счет добавки к массе ПН при формировании ОСП высотой 750 км и использовании в качестве резерва для сегмента СС, срок его перевода на рабочую орбиту и установки в любое фазовое положение также не превысит 1.5 суток.

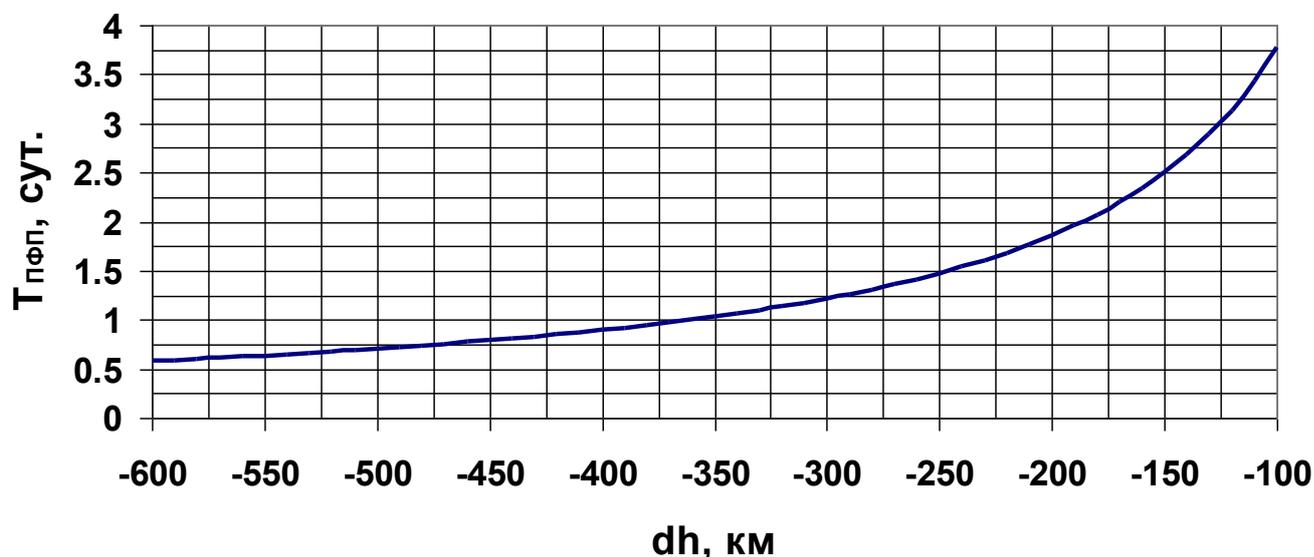


Рисунок 5. Периодичность повторения фазового положения

Таким образом, применение промежуточной ОСП не только сокращает сроки развертывания сегмента СС, но и позволяет оперативно заменить любой вышедший из строя МКА на рабочей орбите.

### **Заключение**

По результатам представленного сравнительного анализа схем выведения сегмента СС из МКА на рабочую орбиту следует выделить ряд преимуществ при использовании промежуточной ОСП по сравнению с традиционным выведением непосредственно на рабочую орбиту:

1. Использование в качестве орбиты выведения более низкой промежуточной ОСП позволяет существенно увеличить массу выводимой ПН на рабочую орбиту. Указанная прибавка к массе может быть использована как для повышения запаса топлива на борту, так и для увеличения массы бортовой аппаратуры, даже с учетом затрат на довыведение собственными средствами МКА.
2. Получаемый выигрыш в массе ПН, применительно к классу МКА, позволяет осуществить дополнительно выведение одного или нескольких аппаратов на орбиту и использовать их как резервные для сегмента СС.
3. Размещение резервного МКА именно на ОСП позволяет не только обеспечить оперативность восполнения группировки в СС, но и длительное время поддерживать относительную конфигурацию орбитальных плоскостей, парируя их взаимную прецессию.

4. Применение в схеме выведения промежуточной ОСП позволяет существенно сократить сроки готовности сегмента СС к штатной работе после отделения от БВ.
5. Использование более низкой орбиты для выведения, позволяет сократить затраты  $V_x$  БВ для перевода на орбиту утилизации и уменьшить время его баллистического существования после пассивации в качестве космического мусора.
6. Рассмотренная схема выведения позволяет расширить диапазон возможных наклонов для рабочей орбиты, за счет увеличения запаса  $V_x$  на самом МКА, изначально отведенной на задачу коррекции орбиты выведения.

#### **Библиографический список**

1. Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Тенденции развития группировок малых КА и средств их выведения на орбиты // Материалы научно-технической конференции «Инновационные автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований. Актуальные вопросы создания служебных и научных систем», Анапа, 06-11 сентября 2015. – Химки: НПО им. С. А. Лавочкина, 2015. С. 73 - 79.
2. Лобанов А.Г. Использование космических систем группового полета для дистанционного зондирования Земли // Материалы научно-технической конференции «Инновационные автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований. Актуальные вопросы создания

служебных и научных систем», Анапа, 06-11 сентября 2015. – Химки: НПО им. С. А. Лавочкина, 2015. С. 183 - 188.

3. Космодемьянский Е.В., Кириченко А.С., Ключин Д.И. и др. Инновационный формат организации миссий по выведению малых космических аппаратов // Труды МАИ. 2014. № 74. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49243>

4. Proton Launch System Mission Planner's Guide. URL: <http://www.ilslaunch.com>

5. Асюшкин В.А., Ишин С.В. Универсальный разгонный блок повышенной вооруженности «Фрегат-СБ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 1. С. 9 - 12.

6. Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М. Модернизация разгонного блока «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 13 - 18.

7. Olesen S.R., Myers R.M., Kluever C.A., Riehl J.P., Curran F.M. Advance Propulsion for Geostationary Orbit Insertion and North-South Station Keeping // Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, vol. 34, no. 1, pp. 22 - 28.

8. Petukhov V.G., Konstantinov M.S., Fedotov G.G. 1st ACT Global Trajectory Optimization Competition: Results found at Moscow Aviation Institute and Khrunichev State Research and Production Space Center // Acta Astronautica, 2007, no. 61(9), pp. 775 – 785.

9. Попов Г.А., Константинов М.С., Петухов В.Г. Проектирование межорбитального перелета космического аппарата с маршевыми электроракетными двигательными установками // Вестник РФФИ. 2006. № 3(47). С. 16.

10. Константинов М.С., Мин Тейн. Оптимизация траекторий выведения космического аппарата на геостационарную орбиту для транспортной системы с удельным импульсом двигателя 600-900 с // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84516>
11. Сеницын А.А. Исследование эффективности использования маршевой электроракетной двигательной установки для выведения космического аппарата на геостационарную орбиту // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 4 (57). С. 95 - 108.
12. Улыбышев Ю.П. Оптимизация межорбитальных перелетов с малой тягой при ограничениях // Космические исследования. 2012. Т. 50. № 5. С. 403 - 418.
13. Пегачкова Е.А. Оптимальный вывод спутника на геостационарную орбиту с учетом неэффективных затрат топлива при включении и выключении двигателя // Труды МАИ. 2011. № 47. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26559>
14. Medvedev A., Khatulev V., Yuriev V., Petukhov V., Konstantinov M.S. Combined flight profile to insert telecommunication satellite into geostationary orbit using “Rockot” light-weight class launch vehicle // 51<sup>st</sup> International Astronautical Congress, IAF-00-V.2.09, Rio-de-Janeiro, Brasilia, October 2 - 6, 2000, pp. 1 - 9.
15. Горбулин В.И., Щербаков В.И. Двухъярусная система транспортного обслуживания малых космических аппаратов // Труды ВНИИЭМ. Вопросы электромеханики. 2013. Т. 132. № 1. С. 21 - 26.
16. Description of the Globalstar System, Globalstar, L.P., 3200 Zanker Road, San Jose, Ca. 95164-0670. December 07, 2000. URL: <https://gsproductsup->

[port.files.wordpress.com/2009/04/description-of-the-global-star-system-gs-tr-94-0001-rev-e-2000-12-07.pdf](http://port.files.wordpress.com/2009/04/description-of-the-global-star-system-gs-tr-94-0001-rev-e-2000-12-07.pdf)

17. Крылов А.М. Анализ создания и развития низкоорбитальных систем спутниковой связи // Технологии и средства связи. 2011. Специальный выпуск «Спутниковая связь и вещание». С. 46 - 49.

18. Анпилогов В.Р. Эффективность низкоорбитальных систем спутниковой связи на основе малых космических аппаратов // Технологии и средства связи. 2015. № 4. С. 62 – 67.

19. Барабанов А.А., Папченко Б.П., Пичхадзе К.М., Ребров С.Г., Семенкин А.В., Сысоев В.К., Янчур С.В. Предложения по построению космических систем из малых космических аппаратов и транспортного энергетического модуля с ядерной энергетической установкой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 34 - 40.

20. Данилюк А.Ю., Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Требования к облику и основным проектным параметрам микроракетного комплекса, предназначенного для запуска малых космических аппаратов размерностей "нано", "пико" и "фемто" // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. Т. 29. № 3. С. 107 - 113.

21. Костев Ю.В., Мезенова О.В., Позин А.А., Шершаков В.М. Система запуска малых космических аппаратов // Известия вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59. № 6. С. 482 - 488.

22. Ariane 6 Launch Vehicle. Payload User's Guide. Rev 0 (May 16, 2016). URL: [http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2017/02/Ariane6\\_Users-Manual\\_February2017.pdf](http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2017/02/Ariane6_Users-Manual_February2017.pdf)

23. Falcon 9 Launch Vehicle. Payload User's Guide. Rev 2 (October 21, 2015). URL: [http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon\\_9\\_users\\_guide\\_rev\\_2.0.pdf](http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon_9_users_guide_rev_2.0.pdf)
24. Жаров А. Многофункциональная система персональной спутниковой связи «Гонец-Д1М»: состояние и перспективы развития // Технологии и средства связи. 2014. Специальный выпуск «Спутниковая связь и вещание». С. 72 - 78.
25. Улыбышев С.Ю. Анализ взаимной эволюции параметров двух синхронно прецессирующих орбит // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1471.html> DOI 10.18698/2308-6033-2016-03-1471
26. Авдеев Ю.Ф., Беляков А.И., Брыков А.В. и др. Полет космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1990. - 272 с.