

Научная статья

УДК 629.7.07

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=181886>

## **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ НЕКОМПЛАНАРНОГО МАНЕВРА МЕЖОРБИТАЛЬНОГО БУКСИРА ПО ИЗМЕНЕНИЮ ДОЛГОТЫ ВОСХОДЯЩЕГО УЗЛА**

**Станислав Феликсович Стельмах<sup>1</sup>✉, Валерий Леонидович Слатов<sup>2</sup>,**

**Владимир Алексеевич Михайлов<sup>3</sup>, Татьяна Валерьевна Гинзбург<sup>4</sup>**

<sup>1,2,3,4</sup>Военно-космическая академия имени А.Ф.Можайского,

Санкт Петербург, Россия

<sup>1</sup>[yka@mil.ru](mailto:yka@mil.ru)✉

*Аннотация.* В статье проводится анализ применения межорбитальных буксиров для развертывания многоспутниковых орбитальных группировок. Рассмотрены различные схемы некомпланарных маневров по изменению долготы восходящего узла, основанных на эффекте прецессии плоскости орбиты.

Разработаны математические модели расчёта энергетики указанных транспортных операций по выводу полезной нагрузки на целевые орбиты с применением буксиров, а также предложены варианты предварительной оценки окупаемости их использования.

Приведены результаты расчёта стоимостных сравнительных оценок применения межорбитальных буксиров и разгонных блоков при различных схемах межорбитальных перелетов.

**Ключевые слова:** межорбитальный буксир, разгонный блок, схема межорбитального перелета, некомпланарный маневр, транспортировка, стоимостная оценка, окупаемость

**Для цитирования:** Стельмах С.Ф., Слатов В.Л., Михайлов В.А., Гинзбург Т.В. Математическая модель некомпланарного маневра межорбитального буксира по изменению долготы восходящего узла // Труды МАИ. 2024. № 137. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=181886>

Original article

## **MATHEMATICAL MODEL OF A NON-COPLANAR MANEUVER OF AN INTERORBITAL TUGBOAT TO CHANGE THE LONGITUDE OF AN ASCENDING NODE**

**Stanislav F. Stelmakh**<sup>1✉</sup>, **Valery L. Slatov**<sup>2</sup>, **Vladimir A. Mikhailov**<sup>3</sup>,

**Tatiana V. Ginzburg**<sup>4</sup>

<sup>1.2.3.4</sup>Military space Academy named after A.F. Mozhaisky,

Saint Petersburg, Russia

<sup>1</sup>[vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)✉

**Abstract.** The article analyzes the use of interorbital tugs for deploying multi-satellite orbital groups.

It is shown that in order for an interorbital tug to perform the task with maximum efficiency, optimal schemes for delivering payloads to the working orbit must be developed. These schemes allow certain transport operations to be carried out with minimal energy expenditure in the required time frame. Various methods of non-planar

maneuvers are considered to change the longitude of the ascending node, based on the precession of the orbital plane.

The main idea behind the proposed schemes for launching payloads into target orbits is to use interorbital tugs to maneuver into an auxiliary orbit with specific height and inclination parameters. These parameters are chosen so that the tug can "wait" in the auxiliary orbit until its orbit's ascending node lines up with the payload's orbit. This is done by taking advantage of the precession effect to change the payload's longitude of ascending node significantly.

Two schemes are presented for transporting payloads using interorbital tugs from a reference orbit to a working orbit using an auxiliary orbit. Mathematical models have been developed to calculate the energy required for these transport operations and options for assessing the payback of using tugs have been proposed. It has been shown that, from the perspective of economic and time costs, there is practical significance in using the precession effect of the nodal line, which allows for changing the inclination of the orbital plane based on the longitude parameter of the ascending node, for launching, building, and servicing multi-satellite constellations of spacecraft using interorbital tug systems.

The results of calculations of comparative estimates of costs between using interorbital tugs and upper stages for various interorbital flight schemes are presented. It is noted that, in the near future, these tasks will be addressed by interorbital tugs, which have the advantage of reusability over upper stages, which should lead to reductions in the cost of launching spacecraft to target orbits, their operations, and an increase in active lifetime.

**Keywords:** interorbital tugboat, upper stage, interorbital flight scheme, non-planar maneuver, transportation, cost estimation, payback

**For citation:** Stelmakh S.F., Slatov V.L., Mikhailov V.A., Ginzburg T.V. Mathematical model of a non-coplanar maneuver of an interorbital tugboat to change the longitude of an ascending node. *Trudy MAI*, 2024, no. 137. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=181886>

В современных условиях транспортировка космических аппаратов (КА) с опорных орбит на целевые осуществляется либо с помощью разгонных блоков (РБ), которые входят в состав ракет космического назначения, либо с помощью двигательных установок, которыми оснащаются сами КА.

В ближайшей перспективе для доставки КА с опорных на рабочие орбиты, их дозаправки, технического обслуживания и ремонта, а также увода спутников на орбиты утилизации после окончания срока их активного существования предполагается активное применение межорбитальных буксиров (МБ), что должно существенно снизить затраты на выполнение транспортных операций в космосе [1, 2].

Согласно ГОСТ Р 53802-2010 [3], МБ – это транспортное орбитальное средство, предназначенное для буксировки полезных грузов.

Главным отличием РБ от МБ является возможность многократного применения последнего для решения целого спектра транспортных задач, в то время, как РБ после доставки полезной нагрузки (ПН) на рабочую орбиту либо переводится на орбиту захоронения, либо сводится с целевой орбиты [4, 5, 6].

Данное обстоятельство свидетельствует о наличии существенных преимуществ МБ по сравнению с РБ.

Вместе с тем, МБ обладает таким недостатком, как необходимость наличия на его борту дополнительного запаса топлива для возвращения буксира на орбиту обслуживания, где осуществляется его заправка и стыковка с новой ПН [7, 8].

Для выполнения МБ целевой задачи с максимальной эффективностью требуется разработка оптимальных схем доставки ПН на рабочую орбиту, позволяющих выполнить определенные транспортные операции с минимальными энергетическими затратами и в требуемые сроки [9, 18, 20].

Транспортные операции в космическом пространстве осуществляются с помощью маневров, которые представляют собой преднамеренное изменение параметров орбиты КА под действием управляющей силы и подразделяются на компланарные маневры (маневры, в процессе которых плоскость орбиты КА не меняется) и некомпланарные маневры (маневры, в процессе которых изменяется плоскость орбиты КА) [4, 19].

Операции по транспортировке ПН с опорных на рабочие орбиты с помощью МБ на основе компланарных маневров подробно описаны в [7], поэтому в данной работе рассматриваются схемы некомпланарных маневров, которые основаны на использовании эффекта прецессии линии узлов орбиты под воздействием возмущений, вызванных нецентральностью поля тяготения Земли.

Как показано в [4, 10], прецессия восходящего узла в градусах за один виток определяется следующим выражением:

$$\Delta\Omega = -0.59 \left( \frac{R_3}{p} \right)^2 \cdot \cos(i) \quad (1)$$

где:  $R_3$  – радиус Земли;  $p$  – фокальный параметр;  $i$  – наклонение орбиты.

Данное выражение показывает, что скорость изменения долготы восходящего узла зависит от размеров и формы орбиты (в случае круговой орбиты – от высоты), а также от величины ее наклонения.

Сущность предлагаемых в работе схем заключаются в маневрах МБ на вспомогательную орбиту с такими параметрами высоты и наклонения, которые позволяют за счёт эффекта прецессии изменить долготу восходящего узла на значительные величины путём «ожидания» буксира на указанной орбите до момента совмещения линий узлов его орбиты с линией узлов орбиты буксируемой ПН [11, 12].

Как показано в [4], изменение высоты орбиты МБ энергетически более выгодно, чем изменение ее наклонения, однако, на орбитах, близких к полярным, скорость вращения линии узлов стремится к нулю, и перевод буксира из одной плоскости в другую только за счёт изменения высоты становится невозможным. Исходя из этого, в данной статье рассматриваются схемы орбитальных манёвров, основывающихся на изменении наклонения орбиты [13, 14].

В данной работе предлагается рассмотреть две схемы транспортировки ПН межорбитальным буксиром с опорной на рабочую орбиту со сменой плоскости с использованием вспомогательной орбиты:

– схема А: некомпланарный межорбитальный перелет со сменой плоскости орбиты перед выполнением транспортной операции по доставке ПН на рабочую орбиту;

– схема Б: некомпланарный межорбитальный перелет со сменой плоскости орбиты после выполнения транспортной операции по доставке ПН на рабочую орбиту.

Реализацию данных схем, а также предварительную оценку окупаемости их применения предлагается выполнить на основе разработки математических моделей некомпланарных маневров МБ по изменению долготы восходящего узла, основанного на эффекте прецессии плоскости орбиты.

Рассмотрим более подробно указанные схемы некомпланарных маневров МБ, а также их математические модели.

В схеме А смена плоскости происходит перед стыковкой МБ с ПН и её доставкой на рабочую орбиту (рис. 1).

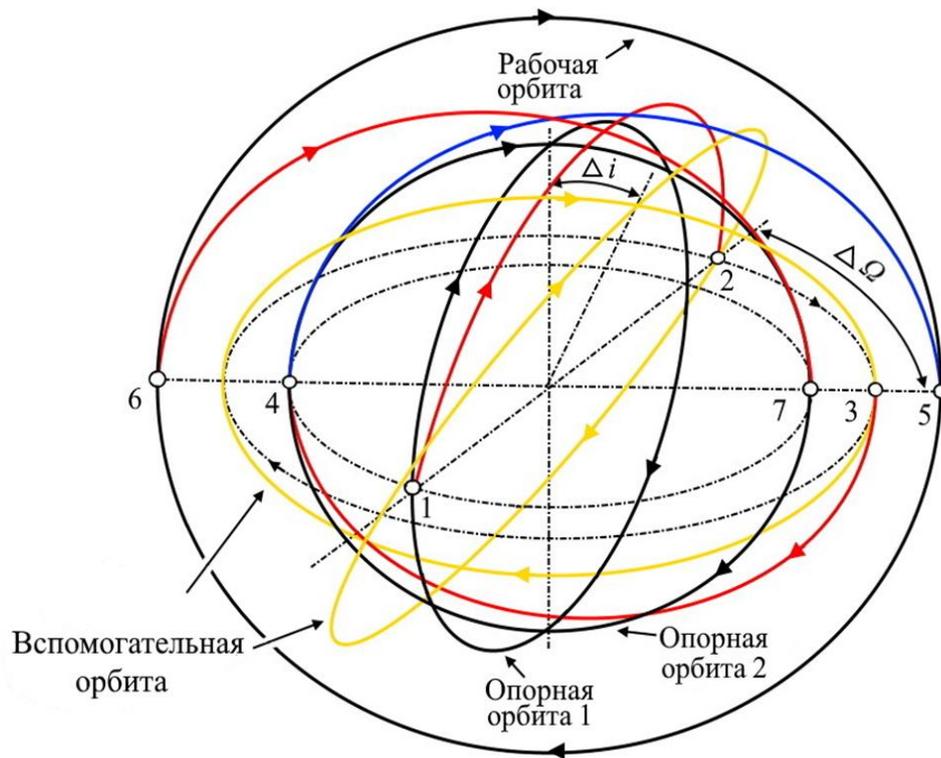


Рис. 1 – Схема А: некопланарный межорбитальный перелет со сменой плоскости орбиты перед выполнением транспортной операции по доставке ПН на рабочую орбиту

В начальный момент времени МБ находится на опорной орбите 1. Заправка буксира осуществляется перед выполнением маневра. В точке 1 происходит первая импульсная коррекция скорости  $\Delta V_{1A}$  с изменением наклона орбиты на величину  $\Delta i_{1A}$ , после чего буксир по полуэллипсу переходит в точку 2, где за счёт второй импульсной коррекции скорости  $\Delta V_{2A}$  вместе с изменением наклона орбиты на величину  $\Delta i_{2A}$  происходит переход на вспомогательную орбиту.

Импульсные изменения скорости  $\Delta V_{1A}$  и  $\Delta V_{2A}$  могут быть рассчитаны с помощью следующих выражений [4, 15]:

$$\Delta V_{1A} = \sqrt{V_o^2 + V_{\text{пн}}^2 - 2V_o V_{\text{пн}} \cos(\Delta i_{1A})}, \quad (2)$$

$$\Delta V_{2A} = \sqrt{V_{\text{всп}}^2 + V_{\text{ап}}^2 - 2V_{\text{всп}} V_{\text{ап}} \cos(\Delta i_{2A})}, \quad (3)$$

При этом:

$$\Delta i = \Delta i_{1A} + \Delta i_{2A}, \quad (4)$$

$$V_{\text{ап}} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_p}} \sqrt{\frac{2 \cdot r_o}{r_o + r_p}}, \quad (5)$$

$$V_{\text{пп}} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_o}} \sqrt{\frac{2 \cdot r_p}{r_o + r_p}}, \quad (6)$$

$$V_{\text{всп}} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{\text{всп}}}}, \quad (7)$$

$$V_o = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_o}}, \quad (8)$$

где  $V_o$  – скорость МБ на опорной орбите,  $V_{\text{всп}}$  – скорость на вспомогательной орбите,  $V_{\text{ап}}$  – скорость в апогее переходной орбиты,  $V_{\text{пп}}$  – скорость в перигее переходной орбиты,  $\mu_3$  – гравитационный параметр Земли,  $r_o$  – радиус опорной орбиты,  $r_{\text{всп}}$  – радиус вспомогательной орбиты,  $\Delta i$  – величина изменения наклона орбиты.

За счёт прецессии линии узлов точка 2 постепенно перемещается к точке 3, после чего осуществляется орбитальный переход 3 – 4 на опорную орбиту 2 с ее первоначальным наклоном, где происходит стыковка МБ с ПН.

Тогда сумма третьего и четвертого импульсного изменения скорости определяется следующим выражением:

$$\Delta V_{3A} + \Delta V_{4A} = \Delta V_{1A} + \Delta V_{2A}. \quad (9)$$

При этом доставка ПН на рабочую орбиту с помощью маневра 4 – 5 и возвращение МБ с помощью маневра 5 – 7 на опорную орбиту 2 осуществляются за счёт выполнения копланарных переходов.

Тогда импульсные изменения скорости компланарного маневра при первом и втором импульсе могут быть вычислены с помощью следующих выражений [4, 7]:

$$\Delta V_{1к} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_o}} \left( \sqrt{\frac{2 \cdot r_p}{r_o + r_p}} - 1 \right), \quad (10)$$

$$\Delta V_{2к} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_p}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2 \cdot r_o}{r_o + r_p}} \right). \quad (11)$$

При этом характеристическая скорость на совершение компланарного маневра может быть определена по формуле:

$$V_{хар}^к = \Delta V_{1к} + \Delta V_{2к}, \quad (12)$$

где  $\Delta V_{1к}$ ,  $\Delta V_{2к}$  – импульсные изменения скорости компланарного маневра МБ при первом и втором импульсе соответственно.

Тогда, суммарные затраты характеристической скорости на совершение транспортной операции по схеме А рассчитываются с помощью следующего выражения:

$$V_{хар\Sigma}^А = 2V_{хар}^к + \Delta V_{1А} + \Delta V_{2А} + \Delta V_{3А} + \Delta V_{4А}. \quad (13)$$

Затраты топлива на совершение транспортных операций по схеме А можно оценить с помощью следующих выражений [4, 7]:

$$M_{Т4}^А = M_{МБ} \left( e^{\frac{V_{хар}^к}{I}} - 1 \right), \quad (14)$$

$$M_{T3}^A = (M_{M6} + M_{ПН} + M_{T4}^A) \left( e^{\frac{V_{хар}^k}{I}} - 1 \right), \quad (15)$$

$$M_{T2}^A = (M_{M6} + M_{T3}^A + M_{T4}^A) \left( e^{\frac{\Delta V_{3A} + \Delta V_{4A}}{I}} - 1 \right) \quad (16)$$

$$M_{T1}^A = (M_{M6} + M_{T2}^A + M_{T3}^A + M_{T4}^A) \left( e^{\frac{\Delta V_{1A} + \Delta V_{2A}}{I}} - 1 \right), \quad (17)$$

$$M_{TM6} = M_{T1} + M_{T2} + M_{T3} + M_{T4}, \quad (18)$$

где  $M_{M6}$  – сухая масса МБ;  $I$  – удельный импульс;  $M_{ПН}$  – масса ПН;  $M_{T1}^A$ ,  $M_{T2}^A$ ,  $M_{T3}^A$ ,  $M_{T4}^A$  – массы топлива, необходимые для осуществления соответствующих межорбитальных перелетов; Т1 – межорбитальный перелет 1-2, Т2 – 3-4, Т3 – 4-5, Т4 – 6-7;  $M_{TM6}$  – суммарная масса топлива, требуемая для выполнения МБ всех транспортных операций по указанной схеме.

Схема Б подразумевает смену плоскости орбиты МБ после доставки ПН на рабочую орбиту (рис. 2).

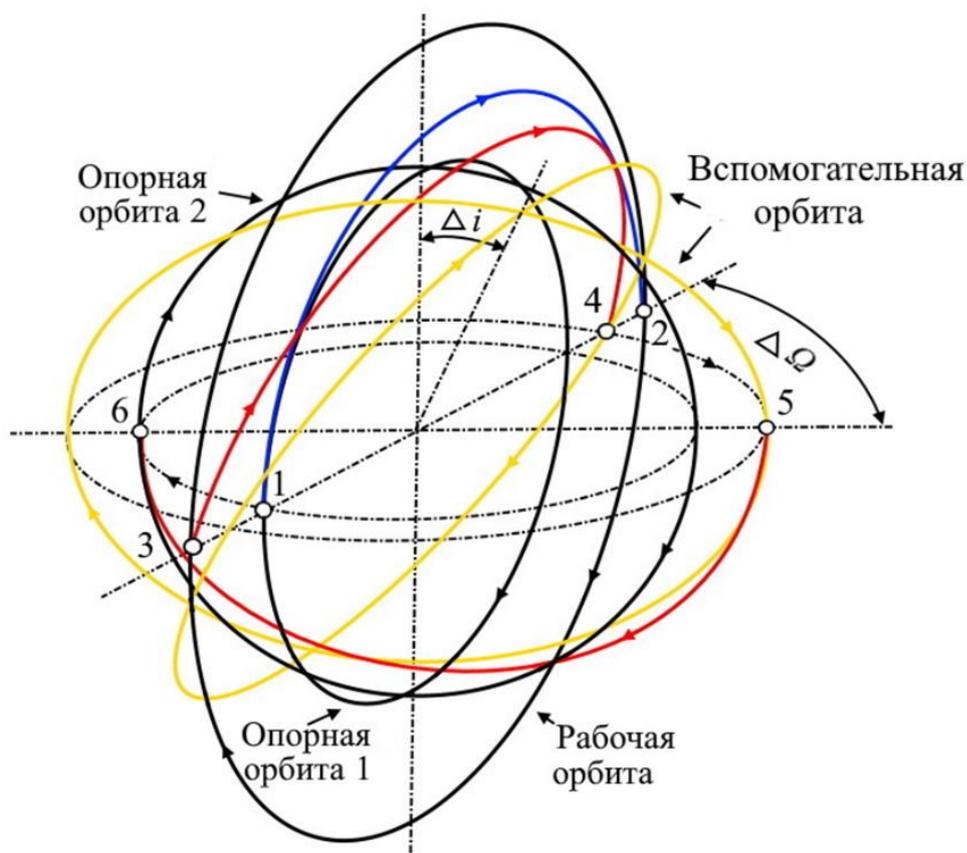


Рис. 2. Схема Б: некопланарный межорбитальный перелет со сменой плоскости орбиты после выполнения транспортной операции по доставке ПН на рабочую орбиту

В начальный момент времени МБ находится на опорной орбите 1, где происходит его заправка и стыковка с ПН. После указанных операций осуществляется компланарный маневр 1 – 2 на рабочую орбиту. Импульсные изменения скорости данного маневра при первом и втором импульсе, а также характеристическая скорость могут быть вычислены с помощью выражений (10) – (12).

Затем МБ выполняет маневр смены плоскости орбиты 3 – 4. Соответствующие импульсные изменения скорости и суммарное изменение угла наклона плоскости орбиты определяются с помощью следующих выражений:

$$\Delta V_{3Б} = \sqrt{V_{всп}^2 + V_{ап}^2 - 2V_{всп}V_{ап} \cos(\Delta i_{1Б})}, \quad (19)$$

$$\Delta V_{4Б} = \sqrt{V_{всп}^2 + V_{пп}^2 - 2V_{всп}V_{пп} \cos(\Delta i_{2Б})}, \quad (20)$$

$$\Delta i = \Delta i_{1Б} + \Delta i_{2Б}. \quad (21)$$

Необходимо отметить, что, как и в схеме А, за счёт прецессии, вспомогательная орбита поворачивается до совмещения точек 4 и 5, после чего осуществляется двухимпульсный маневр 5 – 6. При этом МБ переходит на опорную орбиту 2, имеющую первоначальное наклонение.

Тогда:

$$\Delta V_{5Б} = \sqrt{V_{всп}^2 + V_{ап}^2 - 2V_{всп}V_{ап} \cos(\Delta i_{3Б})}, \quad (22)$$

$$\Delta V_{6Б} = \sqrt{V_o^2 + V_{пп}^2 - 2V_oV_{пп} \cos(\Delta i_{4Б})}, \quad (23)$$

$$\Delta i = \Delta i_{3Б} + \Delta i_{4Б}. \quad (24)$$

Суммарные затраты характеристической скорости в схеме Б рассчитываются по формуле:

$$V_{хар\Sigma}^Б = V_{хар}^К + \Delta V_{3Б} + \Delta V_{4Б} + \Delta V_{5Б} + \Delta V_{6Б}. \quad (25)$$

Затраты топлива на совершение транспортной операции по схеме Б можно оценить с помощью следующих выражений:

$$M_{т3}^Б = M_{м6} \left( e^{\frac{\Delta V_{5Б} + \Delta V_{6Б}}{I}} - 1 \right), \quad (26)$$

$$M_{т2}^Б = (M_{м6} + M_{т3}^Б) \left( e^{\frac{\Delta V_{3Б} + \Delta V_{4Б}}{I}} - 1 \right), \quad (27)$$

$$M_{T1}^B = (M_{MБ} + M_{ПН} + M_{T2}^B + M_{T3}^B) \left( e^{\frac{\Delta V_{1Б} + \Delta V_{2Б}}{I}} - 1 \right). \quad (28)$$

Тогда суммарная масса топлива, требуемая для выполнения МБ всех транспортных операций по указанной схеме определяется следующим выражением:

$$M_{ТМБ} = M_{T1} + M_{T2} + M_{T3}, \quad (29)$$

где T1 – межорбитальный перелет 1-2, T2 – 3-4, T3 – 5-6.

Для выполнения расчёта стоимостных сравнительных оценок применения МБ и РБ в данной работе предлагается следующая математическая модель.

Стоимость транспортной операции по выводу ПН с опорной на рабочую орбиту с помощью РБ может быть рассчитана с помощью следующих выражений [7, 16]:

$$C_{Tрб} = C_{рб} + C_{Врб} + C_{ВТ}, \quad (30)$$

$$C_{Вi} = M_i C_{Вkg}, \quad (31)$$

где  $C_{Tрб}$  – стоимость выполнения транспортной операции с помощью РБ,  $C_{рб}$  – стоимость РБ,  $C_{Врб}$  – стоимость выведения РБ на опорную орбиту,  $C_{ВТ}$  – стоимость доставки топлива РБ на опорную орбиту,  $C_{Вi}$  – стоимость выведения  $i$ -го компонента (ПН, РБ, топлива и проч.) на опорную орбиту,  $M_i$  – масса  $i$ -го компонента.

Стоимость аналогичной транспортной операции, осуществляемой МБ, уже находящимся на опорной орбите, определяется только стоимостью выведения топлива на указанную орбиту:

$$C_{Тмб} = C_{Вт} \cdot \quad (32)$$

Тогда величину окупаемости транспортировки ПН с опорной на рабочую орбиту с помощью МБ определим как разность стоимости одинаковой транспортной операции, выполняемой МБ и РБ, т.е.:

$$\Delta C = C_{Тмб} - C_{Трб} \cdot \quad (33)$$

Средняя стоимость транспортной операции зависит от количества всех транспортных операций, выполняемых МБ, и может быть определена с помощью следующего выражения:

$$C_{Тмб}^{ср} = \frac{1}{N} \left( C_{Мб} + C_{Вмб} + \sum_{i=1}^N C_{Тмб} \right), \quad (34)$$

где  $N$  – количество всех транспортных операций,  $C_{Мб}$  – стоимость МБ,  $C_{Вмб}$  – стоимость выведения буксира на опорную орбиту.

Тогда, средняя величина окупаемости может быть определена, как:

$$\Delta C^{ср} = \frac{1}{N} \left( C_{Мб} + C_{Вмб} + \sum_{i=1}^N \Delta C \right). \quad (35)$$

Для определения числовых энергетических показателей применения МБ и РБ при реализации представленных в работе схем некомпланарных маневров межорбитального буксира по изменению долготы восходящего узла, основанного на эффекте прецессии плоскости орбиты, используем исходные данные, приведённые в таблице [16, 17].

### *Исходные данные*

Параметр	Значение
Высота опорной орбиты, $H_0$	200 км
Высота рабочей орбиты, $H_p$	1200 км
Наклонение рабочей орбиты, $i$	87,9°
Сухая масса межорбитального буксира, $M_{мб}$	1000 кг
Стоимость выведения 1 кг ПН на опорную орбиту, $C_{6_{кг}}$	5300 долл.
Масса полезной нагрузки, $M_{пн}$	5300 кг
Стоимость разгонного блока, $C_{рб}$	5,5 млн. долл.
Удельный импульс двигателя, $I$	3500 м/с

Для оценки величин временных, энергетических и экономических затрат на выполнение указанных некомпланарных маневров МБ по схемам А и Б воспользуемся описанными выше математическими моделями с применением исходных данных, представленных в указанной таблице.

Результаты выполненных расчетов представлены на рисунках 3, 4, 5.

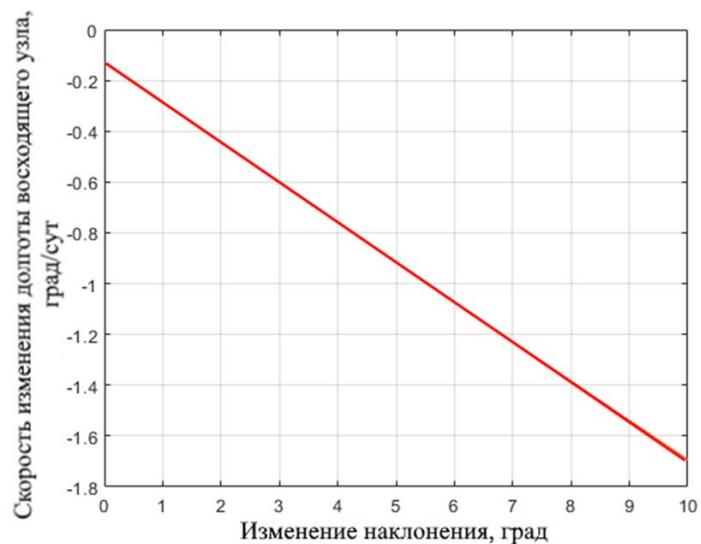


Рис. 3. Временные затраты на совершение некомпланарного манёвра МБ с использованием эффекта прецессии плоскости орбиты

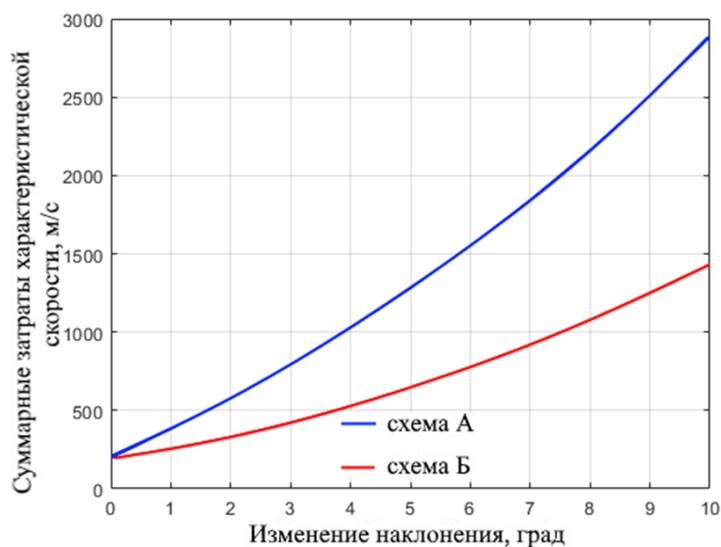


Рис. 4. Энергетические затраты на совершение некомпланарного манёвра МБ с использованием эффекта прецессии плоскости орбиты

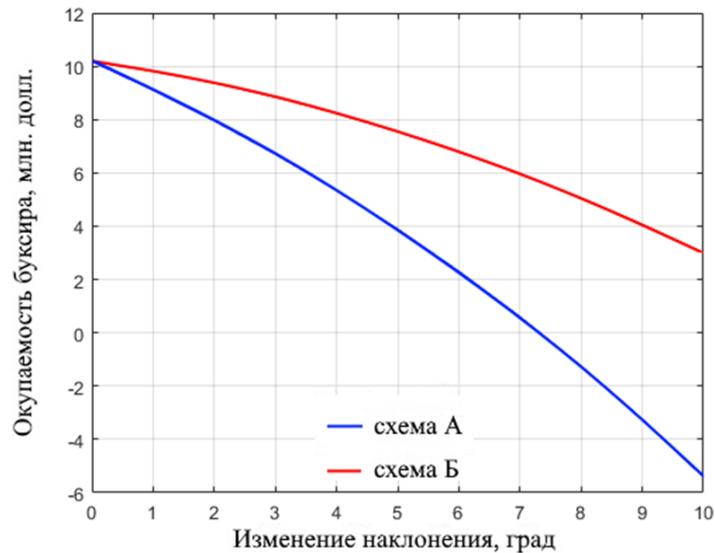


Рис. 5. Экономические затраты на совершение некомпланарного манёвра МБ с использованием эффекта прецессии плоскости орбиты

Анализ зависимостей, представленных на рисунках 3, 4, 5, позволяет сделать следующие выводы:

1. Суммарные затраты характеристической скорости в зависимости от изменения наклона плоскости орбиты по схеме некомпланарного маневра по изменению долготы восходящего узла перед выполнением транспортной операции по доставке буксиром ПН на рабочую орбиту с применением эффекта прецессии линии узлов (схема А) возрастают более быстрыми темпами, чем аналогичные затраты по выполнению некомпланарного маневра со сменой плоскости орбиты после выполнения указанной транспортной операции (схема Б).

2. Изменение наклона орбиты до 10 градусов позволяет увеличить скорость поворота линии узлов до 1,5 градусов в сутки, что показывает принципиальную возможность использование эффекта прецессии для поворота плоскостей полярных орбит.

3. Использование эффекта прецессии линии узлов, позволяющее изменять наклонение плоскости орбиты по параметру долготы восходящего узла на существенные величины для выведения, наращивания и обслуживания многоспутниковых группировок КА межорбитальными буксирами, с точки зрения экономических и временных затрат имеет свою практическую значимость.

*Заключение.* В современных условиях вместе с интенсивным ростом числа КА в действующих и разворачиваемых орбитальных группировках возрастает и количество транспортных операций, связанных с выведением ПН с опорных на целевые орбиты, обслуживанием спутников, коррекцией их орбит и др.

Решение перечисленных задач в недалекой перспективе будет возложено на межорбитальные буксиры, которые обладают таким преимуществом перед разгонными блоками, как многоразовость применения, что в свою очередь должно привести к снижению стоимости вывода КА на целевые орбиты, их эксплуатации и увеличению срока активного существования.

В работе рассмотрены различные схемы некомпланарных маневров межорбитального буксира по изменению долготы восходящего узла, основанного на эффекте прецессии плоскости орбиты, и на их основе разработаны модели соответствующих транспортных операций, позволяющих минимизировать энергетические затраты и оптимизировать время на их выполнение.

### **Список источников**

1. Медведев А.А. Инновационные подходы при создании ракетно-космической техники: монография. – М.: Изд-во «Доброе слово и Ко», 2020. – 400 с.

2. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. - М.: Дрофа, 2004. – 544 с.
3. ГОСТ Р 53802-2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения: национальный стандарт Российской Федерации. - М.: Стандартинформ, 07.01.2011, 71 с.
4. Ермолаев В.И. Проектирование транспортных космических аппаратов. - СПб.: БГТУ, 2019. – 64 с.
5. Улыбышев С.Ю. Математическое моделирование и сравнительный анализ схем применения аппарата-буксировщика для решения задачи увода объектов космического мусора на орбиту захоронения. Часть 2. // Труды МАИ. 2019. № 107. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=107855>
6. Голиков А.Р., Баранов А.А., Будянский А.А., Чернов Н.В. Выбор низковысотных орбит захоронения и перевод на них выработавших свой ресурс космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 4 (103). DOI: [10.18698/0236-3941-2015-4-4-19](https://doi.org/10.18698/0236-3941-2015-4-4-19)
7. Михайлов В.А., Стельмах С.Ф., Слатов В.Л. Использование межорбитальных буксиров с жидкостными ракетными двигателями для развёртывания многоспутниковых орбитальных группировок // Авиакосмическое приборостроение. 2024. № 3. С. 3-11. DOI: [10.25791/aviakosmos.3.2024.1396](https://doi.org/10.25791/aviakosmos.3.2024.1396)
8. Стельмах С.Ф., Ильиных В.А., Слатов В.Л., Фуженко О.А. Основные аспекты развития сервисных космических услуг // Труды XXVI Всероссийской научно-практической конференции "Актуальные проблемы защиты и безопасности" (Санкт-Петербург, 03 апреля – 06 марта 2023). - Санкт-Петербург, 2023. Т. 3. С. 131–136.

9. Морской И.М., Симонов А.В., Лясковская В.И., Ежов А.С. Баллистическое обеспечение разработки и полетов межорбитального буксира «Фрегат» // Вестник НПО имени С.А.Лавочкина. 2014. № 1 (22). С. 10-15.
10. Лупяк Д.С., Радугин И.С. Массово-энергетические возможности средств межорбитальной транспортировки на основе жидкостных ракетных двигателей // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2017. № 4. С. 116-128.
11. Салмин В.В., Петрухина К.В., Кветкин А.А. Моделирование перелетов с малой тягой с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // V Всероссийская научно-техническая конференция с международным участием «Актуальные проблемы ракетно-космической техники». «V Козловские чтения». (Самара, 11-15 сентября 2017): сборник материалов. – Самара: Самарский научный центр РАН, 2017. Т. 2. С. 88-98.
12. Кувшинова Е.Ю. Методика определения оптимальной траектории перелета с малой тягой между околоземной и окололунной орбитами // Труды МАИ. 2013. № 68. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=41742>
13. Баранов А.А., Каратунов М.О. Оценка маневров, выполненных активным космическим объектом // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Машиностроение. 2015. № 5. С. 25-37. DOI: [10.18698/0236-3941-2015-5-25-37](https://doi.org/10.18698/0236-3941-2015-5-25-37)
14. Баранов А.А. Разработка методов расчета параметров маневров космических аппаратов в окрестностях круговой орбиты: дисс. доктор физ.-мат. наук. Москва, 2019, 304 с. URL: <http://library.keldysh.ru/diss.asp?id=2019-baranov>
15. Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. – Красноярск: СибГАУ, 2011. – 488 с.

16. Стельмах С.Ф., Андронов В.Г., Коптев Д.С. Методика расчёта стоимости запуска ракет космического назначения для выведения на орбиту спутников дистанционного зондирования земной поверхности // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2022. Т. 12. № 1. С. 111-128.
17. Чепурнов П.А., Яковлев Р.С., Мишуков А.Н. Общая описательная модель низкоорбитальной многоспутниковой системы широкополосной связи ONEWEB // Информация и Космос. 2022. № 3 (2). С. 46-56.
18. Потюпкин А.Ю., Тимофеев Ю.А., Волков С.А. Групповое управление многоспутниковой орбитальной группировкой на основе концепции режимов совместного функционирования // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2021. Т. 8. № 3. С. 11–19. DOI: [10.30894/issn2409-0239.2021.8.3.11.19](https://doi.org/10.30894/issn2409-0239.2021.8.3.11.19)
19. Вернигора Л.В., Казмерчук П.В. Оптимизация траекторий КА с малой тягой методом линеаризации // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=10575>
20. Евдокимов Р.А., Синявский В.В. Стохастическое описание характеристик условий применения межорбитальной транспортной системы для доставки полезных грузов на высокие околоземные орбиты // Современные научные исследования и инновации. 2016. № 11. URL: <http://web.snauka.ru/issues/2016/11/74344>

## References

1. Medvedev A.A. *Innovatsionnye podkhody pri sozdanii raketno-kosmicheskoi tekhniki* (Innovative approaches in the creation of rocket and space technology), Moscow, Izd-vo «Dobroe slovo i Ko», 2020, 400 p.
2. Ivanov N.M., Lysenko L.N. *Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov* (Ballistics and navigation of spacecraft), Moscow, Drofa, 2004, 544 p.
3. *GOST R 53802-2010. Sistemy i komplekсы kosmicheskije. Terminy i opredeleniya: natsional'nyi standart Rossiiskoi Federatsii* (GOST R 53802-2010. Space systems and complexes. Terms and definitions: national standard of the Russian Federation), Moscow, Standartinform, 07.01.2011, 71 p.
4. Ermolaev V.I. *Proektirovanie transportnykh kosmicheskikh apparatov* (Design of transport spacecraft), Saint Petersburg, BGTU, 2019, 64 p.
5. Ulybyshev S.Yu. *Trudy MAI*, 2019, no. 107. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=107855>
6. Golikov A.R., Baranov A.A., Budyanskii A.A., Chernov N.V. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana*, 2015, no. 4 (103), DOI: [10.18698/0236-3941-2015-4-4-19](https://doi.org/10.18698/0236-3941-2015-4-4-19)
7. Mikhailov V.A., Stel'makh S.F., Slatov V.L. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2024, no. 3, pp. 3-11. DOI: [10.25791/aviakosmos.3.2024.1396](https://doi.org/10.25791/aviakosmos.3.2024.1396)
8. Stel'makh S.F., Il'inykh V.A., Slatov V.L., Fuzhenko O.A. *Trudy XXVI Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Aktual'nye problemy zashchity i bezopasnosti"* Sankt-Peterburg, 2023, vol. 3, pp. 131–136.
9. Morskoi I.M., Simonov A.V., Lyaskovskaya V.I., Ezhov A.S. *Vestnik NPO imeni S.A.Lavochkina*, 2014, no. 1 (22), pp. 10-15.

10. Lupyak D.S., Radugin I.S. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Energetika*, 2017, no. 4, pp. 116-128.
11. Salmin V.V., Petrukhina K.V., Kvetkin A.A. *V Vserossiiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya s mezhdunarodnym uchastiem «Aktual'nye problemy raketno-kosmicheskoi tekhniki». «V Kozlovskie chteniya»: sbornik materialov*. Samara, Samarskii nauchnyi tsentr RAN, 2017, vol. 2, pp. 88-98.
12. Kuvshinova E.Yu. *Trudy MAI*, 2013, no. 68. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41742>
13. Baranov A.A., Karatunov M.O. *Vestnik MGTU im. N.E.Baumana. Mashinostroenie*, 2015, no. 5, pp. 25-37. DOI: [10.18698/0236-3941-2015-5-25-37](https://doi.org/10.18698/0236-3941-2015-5-25-37)
14. Baranov A.A. *Razrabotka metodov rascheta parametrov manevrov kosmicheskikh apparatov v okrestnostyakh krugovoi orbity* (Development of methods for calculating the parameters of spacecraft maneuvers in the vicinity of a circular orbit). Doctor's thesis. Moscow, 2019, 304 p. URL: <http://library.keldysh.ru/diss.asp?id=2019-baranov>
15. Chebotarev V.E., Kosenko V.E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* (Fundamentals of designing spacecraft for information support), Krasnoyarsk, SibGAU, 2011, 488 p.
16. Stel'makh S.F., Andronov V.G., Koptev D.S. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Upravlenie, vychislitel'naya tekhnika, informatika. Meditsinskoe priborostroenie*, 2022, vol. 12, no. 1, pp. 111-128.
17. Chepurnov P.A., Yakovlev R.S., Mishukov A.N. *Informatsiya i Kosmos*, 2022, no. 3 (2), pp. 46-56.

18. Potyupkin A.Yu., Timofeev Yu.A., Volkov S.A. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy*, 2021, vol. 8, no. 3, pp. 11–19. DOI: [10.30894/issn2409-0239.2021.8.3.11.19](https://doi.org/10.30894/issn2409-0239.2021.8.3.11.19)
19. Vernigora L.V., Kazmerchuk P.V. *Trudy MAI*, 2019, no. 106. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=10575>
20. Evdokimov R.A., Sinyavskii V.V. *Sovremennye nauchnye issledovaniya i innovatsii*, 2016, no. 11. URL: <http://web.snauka.ru/issues/2016/11/74344>

Статья поступила в редакцию 01.07.2024

Одобрена после рецензирования 04.07.2024

Принята к публикации 28.08.2024

The article was submitted on 01.07.2024; approved after reviewing on 04.07.2024; accepted for publication on 28.08.2024