

Математическое моделирование и сравнительный анализ схем применения аппарата-буксировщика для решения задачи увода объектов космического мусора на орбиту захоронения. Часть 2.

Улыбышев С.Ю.

Центральный научно-исследовательский институт химии и механики,

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

e-mail: wardoc5@rambler.ru

Статья поступила 13.06.2019

Аннотация

Настоящая статья является продолжением предыдущей работы, в которой были рассмотрены вопросы обоснования и проработки проектного облика перспективного космического аппарата-буксировщика (КА-Б) с двумя вариантами двигательной установки (ДУ), использующей жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) и стационарные плазменные двигатели (СПД), а также приведен расчет системы энергоснабжения КА-Б.

В данной работе подробно рассмотрены особенности реализации схем увода объекта космического мусора (ОКМ) с помощью КА-Б, имеющего в своем составе ДУ с СПД. Выбраны законы управления ориентацией вектора тяги на этапах перелета на орбиту ОКМ и его последующего увода, обеспечивающие решение поставленной задачи. Проведено математическое моделирование и сравнение по областям достижимости для двух вариантов формируемой орбиты захоронения компланарной орбите ОКМ и синхронно прецессирующей с ней. В первом случае схема одной миссии по перелету на орбиту ОКМ и компланарному спуску с ним

затрудняется определением требуемого рассогласования орбит по долготе восходящего узла (ДВУ) для начала перелета и обеспечения возможности повторения операций. Во второй схеме данный аспект устраняется созданием орбит с синхронной прецессией (ОСП) в процессе перелета за счет коррекции наклона. Определены границы эффективности использования указанных схем в зависимости от наклона и высоты орбиты ОКМ. Сформулированы рекомендации по возможности применения указанных схем перелета в зависимости от параметров орбит буксируемых объектов.

Ключевые слова: математическое моделирование, космический аппарат-буксировщик, объект космического мусора, двигательная установка, жидкостной ракетный двигатель, стационарный плазменный двигатель, орбита захоронения, компланарная орбита, орбита с синхронной прецессией.

Введение

Основной обзор вопросов разработки схем и способов увода ОКМ был проведен в предыдущей статье цикла [1]. В контексте содержания данной работы более подробно освещен вопрос перелета КА-Б с использованием СПД. В классической монографии В.Н. Лебедева [2] и книге [3] детально рассмотрены законы управления вектором тяги и получены конечные аналитические соотношения основных параметров перелета с двигателями малой тяги, на которых будет базироваться математическое моделирование и анализ схем перелета в настоящей статье. В целом, вопросы оптимизации управления с двигателями малой

тяги и конкретно с СПД, для современных приложений, рассмотрены в ряде работ [4-8], включая перелеты на геостационарную орбиту и к Луне [9]. Имеется несколько статей, описывающих возможные варианты увода ОКМ на орбиты захоронения [10-13], а также реализации миссии их облета [14, 15]. Кроме того, значительное внимание уделяется рассмотрению средств стыковки и захвата ОКМ [16-19], а также его управляемому перемещению на орбиту захоронения с помощью тросовой системы [20-21].

Постановка задачи

Рассматриваются две схемы перелета с СПД. Первая – это перевод ОКМ на компланарную орбиту захоронения по отношению к исходной. Вторая – перевод ОКМ на орбиту с синхронной прецессией (ОСП). Особенности и преимущества использования ОСП подробно рассмотрены в работах [22-26].

В первом случае для реализации типовой миссии увода, состоящей из этапов перелета на орбиту ОКМ и формирования орбиты его захоронения, для повторения указанной циклограммы применительно к возврату на ту же орбиту ОКМ за следующим грузом, потребуется коррекция ДВУ, компенсирующая взаимную прецессию линии узлов. Во второй схеме перелета взаимная прецессия орбит компенсируется формированием ОСП на всем этапе перелета, включая конечную орбиту захоронения. Сравнение данных схем по критериям: длительность реализации миссии, затраты топлива и характеристической скорости и является основной задачей математического моделирования, рассмотренного в данной статье.

В качестве объекта увода выбраны нефункционирующие метеорологические спутники типа «Метеор-2». Эти аппараты активно использовались СССР в конце 70-ых годов [27, 28]. Согласно данным UCS Satellite Database и U.S. Space Track [29] в настоящее время на высотах 750-1000 км находится около 20 нефункционирующих спутников этой серии. Масса спутника составляет 1500 кг, средний баллистический коэффициент примем $0.005 \text{ м}^2/\text{кг}$, а номинальные параметры орбиты: высота 900 км, наклонение 81.2° .

Для указанных вариантов схем увода номинальная высота орбиты захоронения будет составлять 610 км. Данная высота выбрана исходя из обеспечения срока баллистического существования ОКМ на ней согласно [30] не более 25 лет.

Расчет минимальной массы заправки и начальной массы КА-Б при реализации схеме перелета с использованием ОСП

Для определения требуемой массы заправки в зависимости от схемы проведения операции буксировки необходимо оценить затраты характеристической скорости. Первая схема перелета с СПД при использовании ОСП подразумевает коррекцию высоты и наклонения орбиты. При этом заданы параметры орбиты ОКМ и высота круговой орбиты, с которой стартует КА-Б и на которую переводит ОКМ. Таким образом, примем, что в конце операции увода ОКМ на орбиту утилизации и его отделения на ней, масса КА-Б равна сухой массе конструкции. Тогда наклонение круговой орбиты захоронения, имеющей синхронную скорость прецессии с орбитой ОКМ можно определить согласно [22] из следующего соотношения:

$$i_K = \arccos \left(\cos i_{OKM} \cdot \left(\frac{a_K}{a_{OKM}} \right)^{7/2} \right) \quad (1)$$

Требуемое изменение наклона определим в виде:

$$\Delta i = |i_K - i_{OKM}| \quad (2)$$

Затраты характеристической скорости ($V_{x_в}$) на переход КА-Б на орбиту ОКМ определим согласно [2] следующим образом:

$$V_{x_в} = V_K \cdot \sqrt{1 - 2 \cdot \cos \left(\frac{\pi}{2} \cdot \Delta i \right) \cdot \sqrt{\alpha} + \alpha} \quad (3)$$

где $\alpha = \frac{r_K}{r_{OKM}}$ – отношение радиусов начальной и конечной орбит; V_K – орбитальная

скорость полета по начальной орбите КА-Б.

Модуль угла отклонения вектора тяги от плоскости орбиты в близком к оптимальному закону управления остается практически постоянным и определяется согласно [2] соотношением:

$$|\nu| = \arctan \left(\frac{\pi \cdot \Delta i}{\ln \alpha} \right) \quad (4)$$

При этом переключение управления на противоположное осуществляется по линии узлов. Так с момента полета от восходящего до нисходящего узла угол управления положителен, а после пролета нисходящего узла становится отрицательным, что приводит к постоянному изменению наклона орбиты.

Поскольку перемещение сверху вниз и снизу вверх происходит с одинаковым изменением высоты и наклона орбиты, примем, что затраты характеристической скорости будут одинаковы ($V_{x_н} = V_{x_в}$). Введем понятие коэффициента затрат

топлива, под которым будем понимать отношение массы топлива к начальной массе КА-Б. Тогда коэффициент затрат топлива на переход КА-Б вниз запишем в виде:

$$K_{3T_H} = \frac{m_{T_H}}{M_{0_КА-Б}} = 1 - e^{-\frac{Vx_H}{Iu}} \quad (5)$$

Здесь под начальной массой КА-Б понимается масса в начале этапа спуска вниз, включая массу состыкованного с ним ОКМ, и записывается в виде:

$$M_{0_КА-Б} = M_{СУХ} + m_{T_H} \cdot (1 + K_{МБ}) + M_{ОКМ} \quad (6)$$

где $K_{МБ} = 0.12$ – коэффициент массы баков для хранения топлива согласно [1].

Коэффициент затрат топлива на переход КА-Б вверх запишем как:

$$K_{3T_B} = \frac{m_{T_B}}{M_{КА-Б}} = 1 - e^{-\frac{Vx_B}{Iu}} \quad (7)$$

Здесь под начальной массой понимается масса полностью заправленного КА-Б в начале этапа перелета вверх и записывается в виде:

$$M_{КА-Б} = M_{СУХ} + m_{T_H} \cdot (1 + K_{МБ}) + m_{T_B} \cdot (1 + K_{МБ}) \quad (8)$$

Выразим из уравнений (5) и (6) затраты топлива на переход вниз:

$$m_{T_H} = \frac{K_{3T_H} \cdot (M_{СУХ} + M_{ОКМ})}{1 - K_{3T_H} \cdot (1 + K_{МБ})} \quad (9)$$

Подставим уравнение (7) и (8) в (9) и после преобразований запишем массу топлива для перехода вверх в виде:

$$m_{T_B} = \frac{K_{3T_B} \cdot (M_{СУХ} + K_{3T_H} \cdot M_{ОКМ} \cdot (1 + K_{МБ}))}{(1 - K_{3T_B} \cdot (1 + K_{МБ})) \cdot (1 - K_{3T_H} \cdot (1 + K_{МБ}))} \quad (10)$$

В результате стартовая масса КА-Б будет определяться соотношением (8).

Особенности реализации схемы перелета с коррекцией ДВУ

В случае реализации второй схемы с коррекцией смещения по долготе на этапе перелета КА-Б на орбиту ОКМ, затраты V_x для перехода вверх и компланарного спуска вниз будут отличаться. Для этапа спуска вниз затраты V_x запишем в виде:

$$V_{x_н} = V_{ОКМ} \cdot \sqrt{1 - 2 \cdot \sqrt{\alpha} + \alpha} \quad (11)$$

Затраты V_x для перехода на орбиту ОКМ априори оценить затруднительно ввиду отсутствия данных о длительности всего цикла увода и требуемом угле компенсации по долготе. Для решения данной задачи воспользуемся итерационной процедурой и методом последовательных приближений в следующей постановке. Разделим этап перехода на орбиту ОКМ на несколько промежуточных стадий, с изменением высоты орбиты на каждой из них на одинаковый шаг $dh=1$ км. Зададимся некоторой величиной коррекции долготы $\Delta\Omega$, постоянной на каждом из участков увеличения высоты орбиты. В случае коррекции долготы восходящего узла управление вектором тяги будет строиться аналогичным способом, как и при использовании ОСП за исключением двух моментов. Во-первых, линия переключения будет смещена на $\pi/2$, тогда суммарное изменение наклона на витке будет нулевым, а изменение ДВУ будет накапливаться. Во-вторых, корректируемое значение долготы ($\Delta\Omega$) будет связано с изменением наклона следующим соотношением, используемым в качестве замены в уравнении (3):

$$\Delta i = \Delta\Omega \cdot \sin i_0 \quad (12)$$

где i_0 - начальное наклонение орбиты КА-Б.

В этом случае наклоны орбит в процессе перелета КА-Б на орбиту ОКМ будут совпадать, а корректироваться будет только высота и ДВУ. Тогда затраты V_x на перелет с номером j и изменением высоты на заданный шаг dh запишем как:

$$V_{x_{B-j}} = V_{K-j} \cdot \sqrt{1 - 2 \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} \cdot \Delta\Omega \cdot \sin i_0\right) \cdot \sqrt{\alpha_j} + \alpha_j} \quad (13)$$

где $\alpha_j = \frac{r_{K-j}}{r_{K-j} + dh}$ – отношение радиусов начальной и конечной орбит; V_{K-j} – орбитальная скорость полета по начальной орбите КА-Б.

При заданной высоте начальной и конечной орбит количество таких участков определяется очевидным соотношением:

$$n_B = \frac{r_{OKM} - r_K}{dh} \quad (14)$$

Суммарное изменение по долготе в этом случае найдем как:

$$\Delta\Omega_{\Sigma} = \sum_{j=1}^{n_B} \Delta\Omega_j = n_B \cdot \Delta\Omega \quad (15)$$

Тогда суммарные затраты характеристической скорости при перелете вверх определим в виде:

$$V_{x_{B-\Sigma}} = V_K \cdot \sqrt{1 - 2 \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} \cdot \Delta\Omega_{\Sigma} \cdot \sin i_0\right) \cdot \sqrt{\alpha} + \alpha} \quad (16)$$

Используя уравнение (7) находим коэффициент затрат топлива для перехода вверх. После этого находим согласно уравнению (8) начальную массу КА-Б и ускорение от атмосферного торможения для средней высоты орбиты на шаге расчета h_{CP} в виде:

$$a_{am_j} = \overline{Cx_{КА-Б}} \cdot Sm_{КА-Б} / 10^{-5.50610^{-6} \cdot h_{CP}^2 + 0.0126h_{CP} - 0.3762} \quad (17)$$

где $\overline{Cx_{КА-Б}} \cdot Sm_{КА-Б}$ – произведение среднего значения коэффициента лобового сопротивления на площадь миделя КА-Б.

Данное произведение рассчитывается также для средней высоты орбиты на текущем шаге согласно [1]. Модуль управления на этапе перелета вверх запишется как:

$$|v_j| = \arctan\left(\frac{\pi \cdot \Delta\Omega_j \cdot \sin i_0}{\ln \alpha_j}\right) \quad (18)$$

Ускорение, создаваемое ДУ КА-Б на каждом шаге, определяется в виде:

$$a_{ДУ_j} = \frac{P_\Sigma}{M_{КА-Б_j}} \quad (19)$$

где P_Σ – суммарная тяга ДУ КА-Б.

Тогда проекции управляющего ускорения ДУ в плоскости орбиты и в ортогональном направлении на каждом шаге расчета запишутся в виде:

$$\begin{aligned} a_{U_j} &= a_{ДУ_j} \cdot \cos|v_j| \\ a_{Z_j} &= a_{ДУ_j} \cdot \sin|v_j| \end{aligned} \quad (20)$$

Для определения управляющего ускорения КА-Б в плоскости орбиты необходимо вычесть из соответствующей проекции ускорение от атмосферного торможения. Тогда модуль управляющего ускорения КА-Б запишется в следующем виде:

$$a_{УПР_j} = \sqrt{\left(a_{ДУ_j} \cdot \cos|v_j| - a_{am}\right)^2 + \left(a_{ДУ_j} \cdot \sin|v_j|\right)^2} \quad (21)$$

Время перелета на каждом шаге определим в виде:

$$t_{\text{ПЕР}_j} = \frac{Iu}{a_{\text{УПР}_j}} \cdot \left(1 - e^{\frac{-V_{x_B_j}}{Iu}} \right) \quad (22)$$

После перехода КА-Б на орбиту ОКМ пренебрежем временем его стыковки и подготовки к началу буксировки, считая, что этап спуска вниз начинается сразу. Проводим аналогичный расчет с пошаговым снижением высоты орбиты до достижения высоты орбиты захоронения. При этом спуск осуществляется по компланарной орбите с нулевым углом управления на каждом шаге ($|v_j|=0$). Время перелета рассчитывается аналогично с учетом состыкованной массы ОКМ и обратном влиянии атмосферного торможения, которое теперь ускоряет процесс спуска. Иными словами, в формуле (21) при расчете управляющего ускорения необходимо заменить знак «-» на знак «+».

Используем уравнение для расчета скорости прецессии орбиты из [22]:

$$\omega_{np} \approx \frac{-20.6474 \cdot 10^{13}}{(1-e^2)^2 \cdot a^{7/2}} \cdot \cos i \quad [^\circ/\text{сут}] \quad (23)$$

где: a – большая полуось орбиты; i – наклонение орбиты; e – эксцентриситет орбиты.

С его помощью можем записать изменение ДВУ орбиты ОКМ в общем виде:

$$\Omega_{\text{ОКМ}_j} = \Omega_{\text{ОКМ}_{j-1}} + \omega_{np_ОКМ} \cdot t_{\text{ПЕР}_j} \quad (24)$$

Для орбиты КА-Б значение долготы запишем как:

$$\Omega_{\text{КА-Б}_j} = \Omega_{\text{КА-Б}_{j-1}} + \omega_{np_КА-Б_j} \cdot t_{\text{ПЕР}_j} + \Delta\Omega_j \quad (25)$$

Для простоты проведения расчетов примем, что начальные значения ДВУ ОКМ и КА-Б равны нулю ($\Omega_{\text{ОКМ}_0} = \Omega_{\text{КА-Б}_0} = 0$). При этом следует понимать, что в реальности будет иметь место некоторое начальное рассогласование орбит ОКМ и КА-Б, которое должно быть сведено к нулю на момент окончания перехода КА-Б на

орбиту ОКМ. Затем на участке компланарного спуска это рассогласование снова накопится. Величина этого рассогласования будет найдена в процессе решения рассматриваемой итерационной задачи как максимальное рассогласование за время перелета. В результате моделирования реализации изложенной схемы расчета находится конечное рассогласование орбит по долготе в виде:

$$\delta\Omega = \left| \Omega_{КА-Б_fin} - \Omega_{ОКМ_fin} \right| \quad (26)$$

Если полученное значение превышает заданную точность решения (в нашем случае $\delta\Omega \leq 0.01^0$), то на следующей итерации увеличивается заданное рассогласование $\Delta\Omega$ и процесс повторяется до сходимости. Затем находится максимальное значение отличий по ДВУ, которое и является требуемым начальным рассогласованием орбит ОКМ и КА-Б.

Пример реализации схем увода ОКМ для КА-Б с СПД

В качестве примера рассмотрим реализацию описанных выше схем увода ОКМ для КА-Б с СПД. Наибольший интерес представляет изменение значений ускорения КА-Б, его массы, а также характер управления вектором тяги. Кроме того, ключевыми показателями сравнения рассмотренных схем являются следующие параметры:

- суммарные затраты характеристической скорости на миссию;
- суммарные затраты топлива на миссию;
- длительность реализации миссии увода.

В качестве исходных данных рассмотрим увод ОКМ массой 1500 кг с орбиты высотой $h_{\text{ОКМ}}=900$ км и наклоном $i_0=81.2^\circ$ на орбиту захоронения высотой $h_{\text{К}}=610$ км. Соответственно считаем, что КА-Б стартует именно с этой высоты. Для первой схемы наклонение начальной орбиты КА-Б найдем из соотношения (1). Тогда перелет вверх и вниз для двух описанных схем будет происходить с использованием следующих параметров орбит, представленных в таблице 1.

Таблица 1. Параметры начальной и конечной орбит КА-Б

Этап перелета	Схема перелета	С использованием ОСП		С коррекцией долготы	
	Параметры орбиты	h , км	i , $^\circ$	h , км	i , $^\circ$
Вверх	Начальной	610	82.376	610	81.2
	Конечной	900	81.2	900	81.2
Вниз	Начальной				
	Конечной	610	82.376	610	81.2

Для моделирования было принято, что на КА-Б установлено 4 СПД-100В, позволяющих реализовать режим тактовой работы (РТР) ДУ, подробно изложенный в работах [31-35].

Ниже на рисунке 1 показаны графики изменения основных параметров. На графике а) – затраты топлива, на графике б) – затрат V_x , на графике в) – изменение времени перелета.

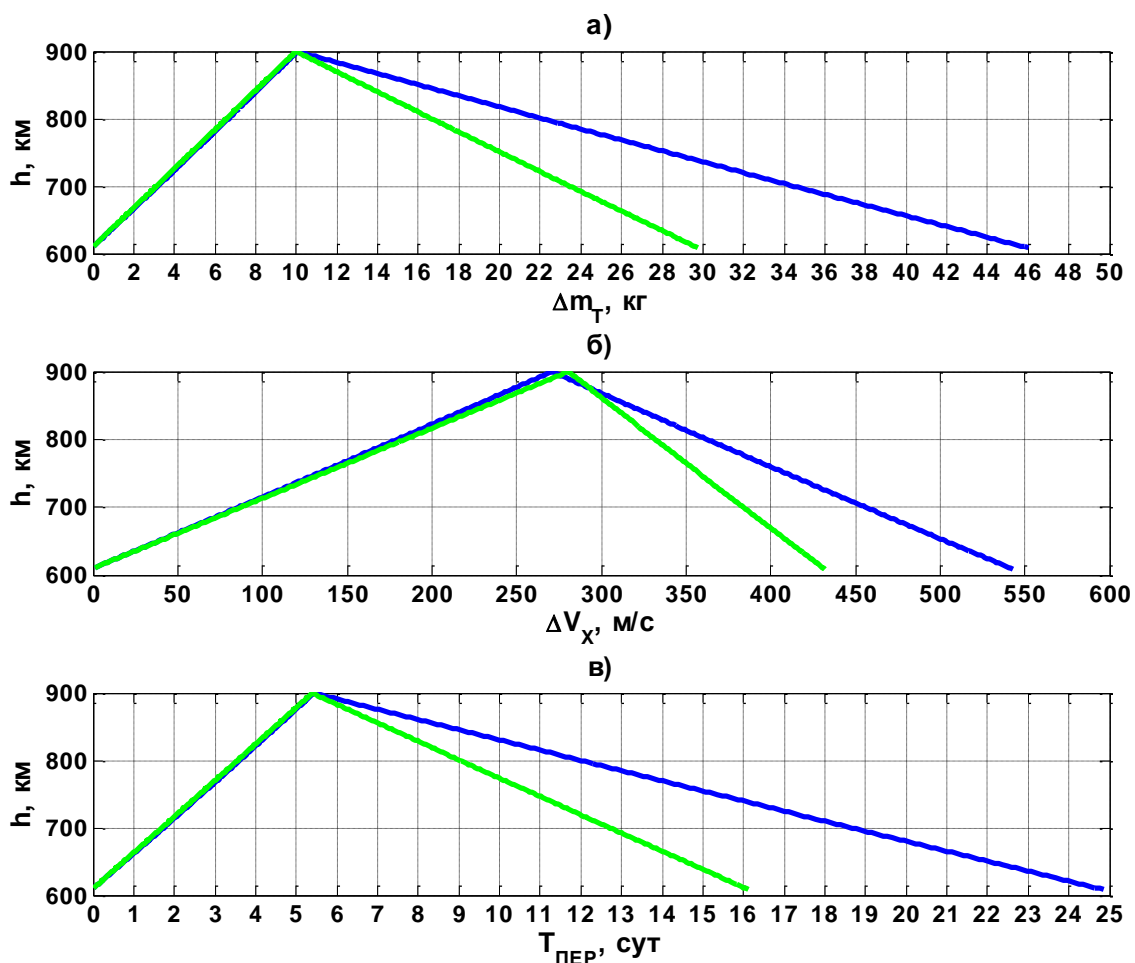


Рисунок 1. Изменение основных параметров перелетов

(— перелет с коррекцией ДВУ, — перелет с использованием ОСП)

На рисунке 2 показаны графики изменения управляющих характеристик от времени перелета. На графике а) – управляющее ускорение, на графике б) – масса КА-Б, на графике в) – модуль управления по курсу (ориентация вектора тяги в орбитальной системе координат).

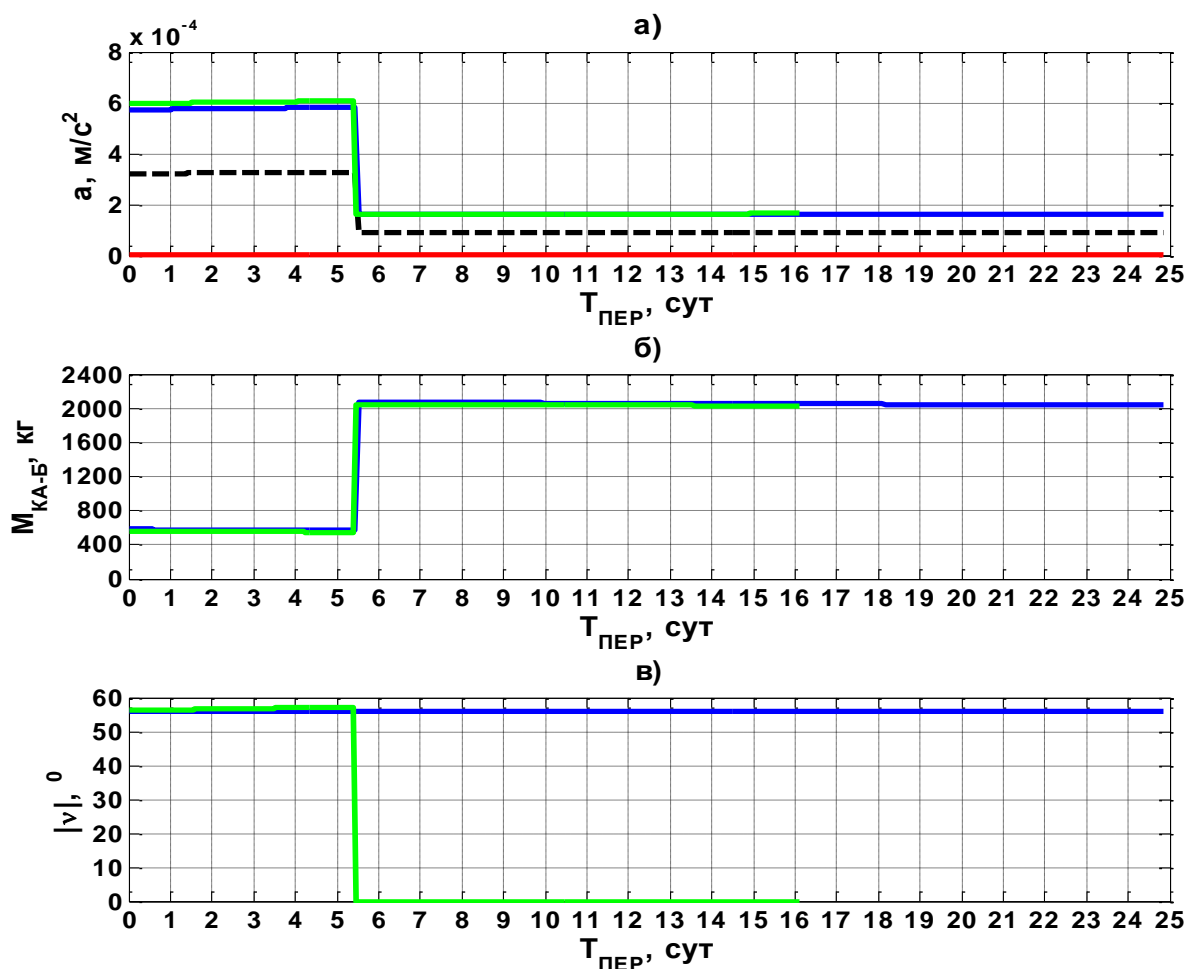


Рисунок 2. Изменение управляющих характеристик

(— перелет с коррекцией ДВУ, — перелет с использованием ОСП). На графике а) дополнительно: — ускорение от атмосферного торможения, - - — проекция управляющего ускорения на плоскость орбиты при использовании ОСП)

На рисунке 2в показан модуль угла управления по курсу в виде прямой линии для перелета с использованием ОСП. Фактически это кусочно-непрерывная линия, которая после стыковки с ОКМ меняет знак на противоположный. В случае перелета с коррекцией ДВУ, при автономном подъеме КА-Б угол управления монотонно возрастает, а при полете вниз совместно с ОКМ равен нулю, обеспечивая компланарный спуск.

Ниже на рисунке 3 приведены графики изменения основных параметров, определяющих положение орбитальных плоскостей. На графике а) – скорости прецессии орбиты КА-Б, на графике б) – изменение ДВУ, на графике в) – характер изменения рассогласования орбит КА-Б и ОКМ по ДВУ.

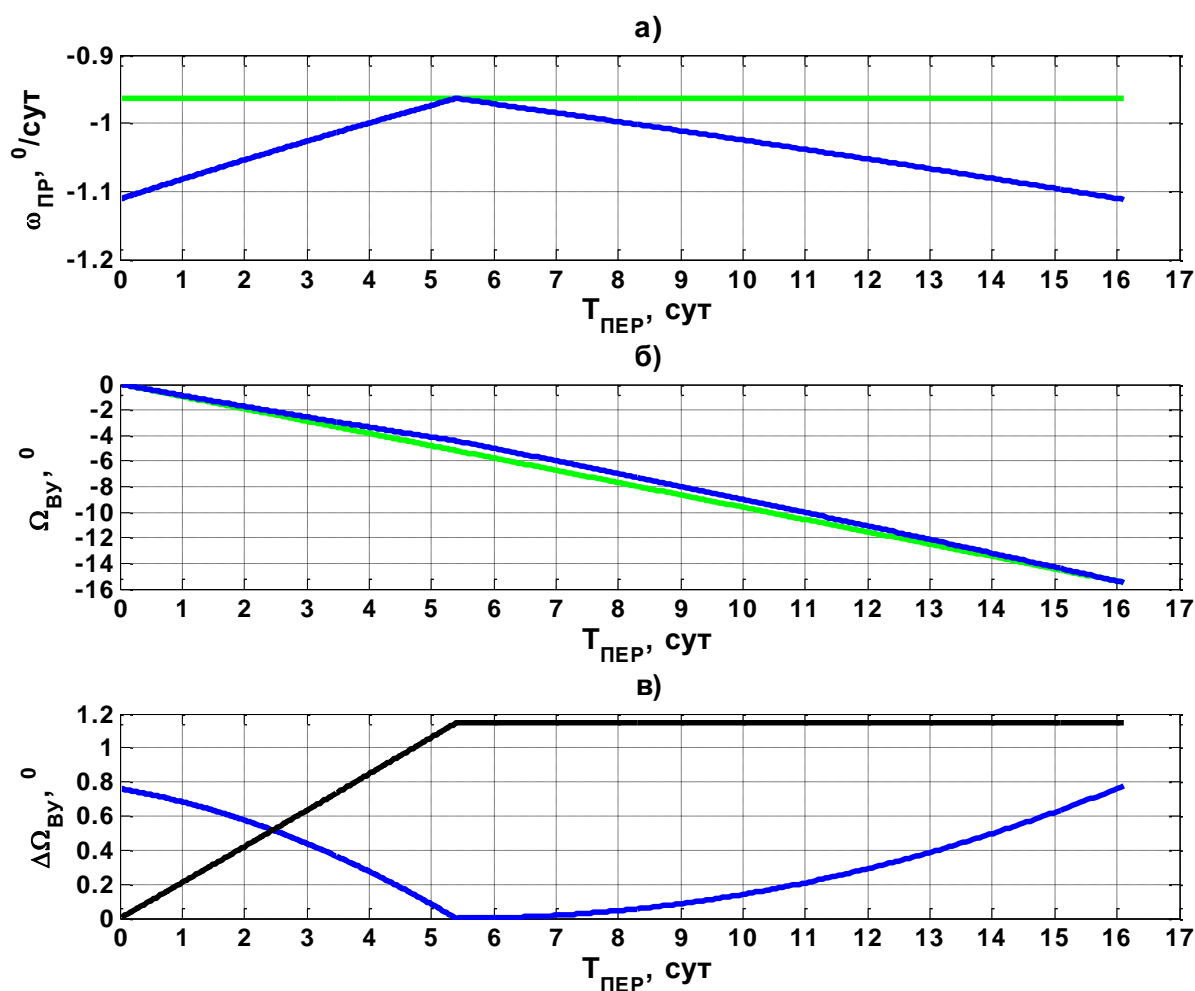


Рисунок 3. Изменение долготных параметров (— перелет с коррекцией ДВУ, — перелет с использованием ОСП). На графике в) — изменение рассогласования орбит КА-Б и ОКМ по ДВУ, — изменение ДВУ орбиты КА-Б).

Сравнение схем перелета для различных параметров орбит ОКМ

На основе данных по массе ОКМ и параметрах орбиты захоронения было проведено математическое моделирование при различном наборе параметров начальной орбиты ОКМ и получены карты изолиний зависимости затрат V_x .

На рисунках ниже желтой жирной линией показан уровень затрат топлива на операцию увода 25 кг, а зеленой линией уровень длительности реализации миссии перехода 15 суток. Красная линия соответствует модулю угла управления 85° .

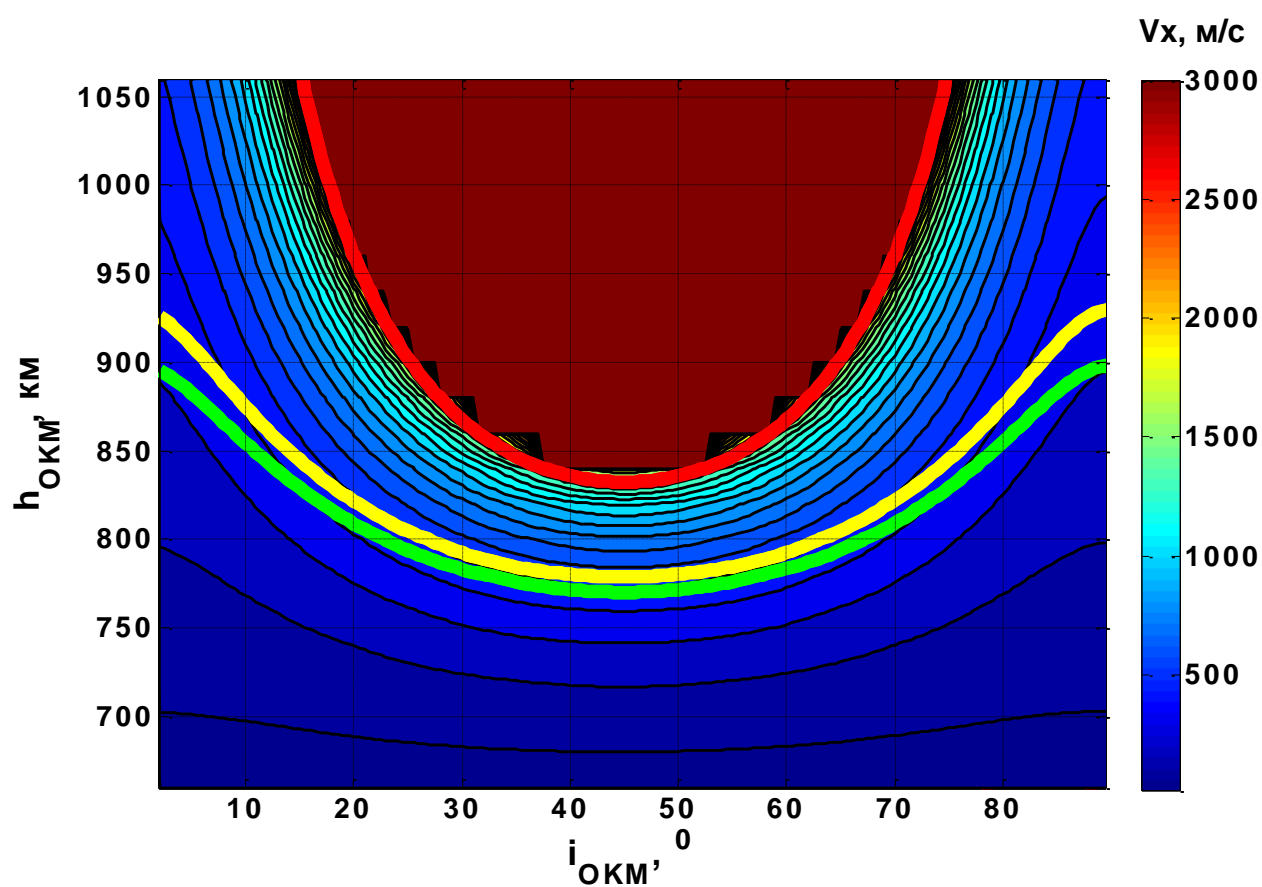


Рисунок 4. Затраты V_x на реализацию миссии с компланарным спуском ОКМ

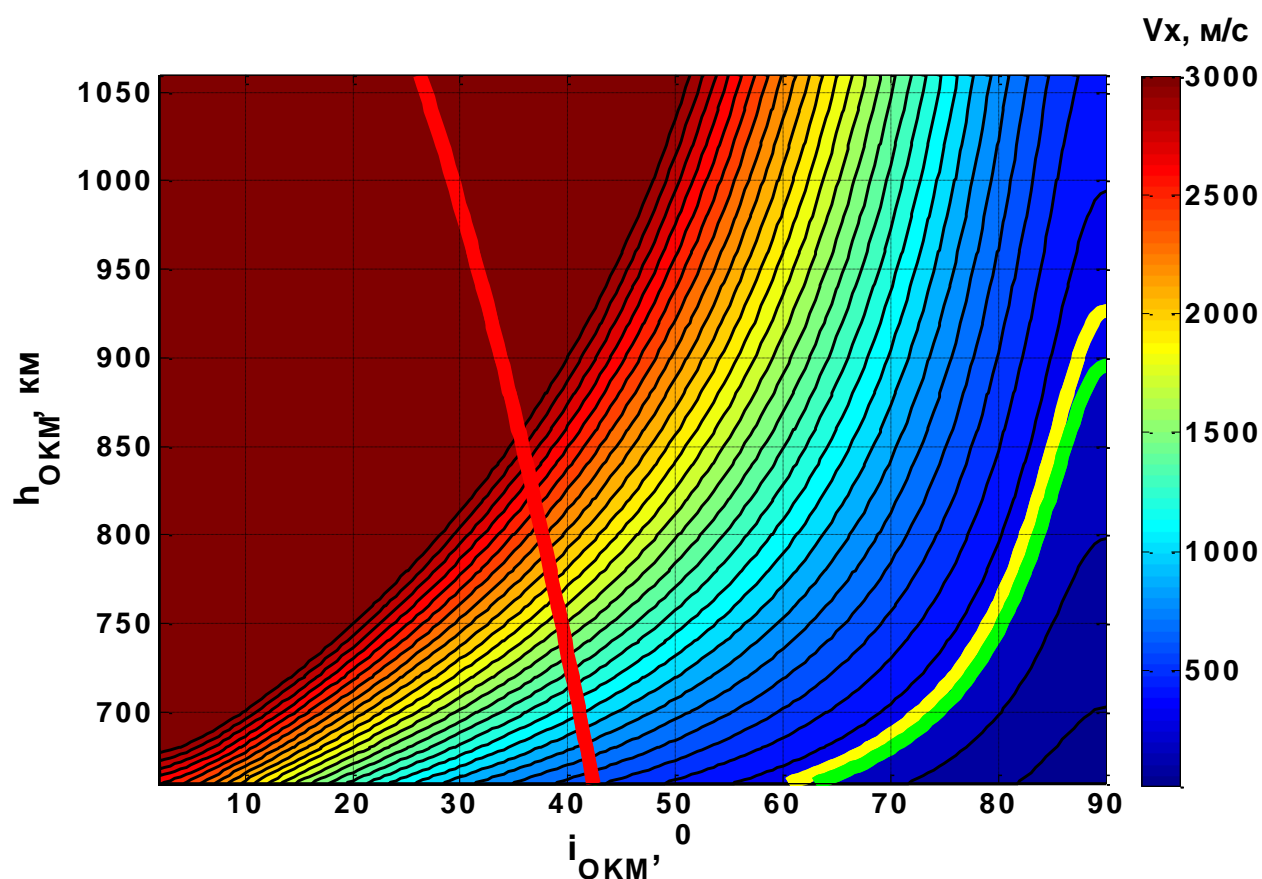


Рисунок 5. Затраты V_x на реализацию миссии с использованием ОСП

Как видно из рисунка 4 области минимальных затрат V_x находятся в окрестности наклонений 0° и 90° . Данная особенность объясняется тем, что при малом наклонении орбит, согласно формуле (13), даже значительное рассогласование по ДВУ, корректируемое на этапе перелета КА-Б на орбиту ОКМ, потребует небольшого увеличения затрат V_x по отношению к чисто компланарному перелету. Для наклонений в окрестности 90° скорость взаимной прецессии орбит КА-Б и ОКМ близка к нулю, что также будет требовать минимальных дополнительных затрат V_x на компенсацию рассогласований по ДВУ. Таким образом, применение схемы с коррекцией ДВУ наименее эффективно при наклонении орбит ОКМ в окрестности 45° и 135° . При этом область выше красной

линии фактически можно считать недопустимой для применения указанной схемы перелета при заданных массах КА-Б и ОКМ, а также тяговых характеристиках двигательного блока на СПД.

Из рисунка 5 следует, что схема применения ОСП более эффективна в области средних и приполярных наклонений и тоже имеет недопустимую зону работы для наклонений орбит ОКМ, в данном примере ниже 35° .

Для более объективного сравнения были построены укрупненные карты изолиний при вариации наклонения от 80° до 100° и высот орбит ОКМ от 700 до 2500 км, представленные на рисунках 6 и 7.

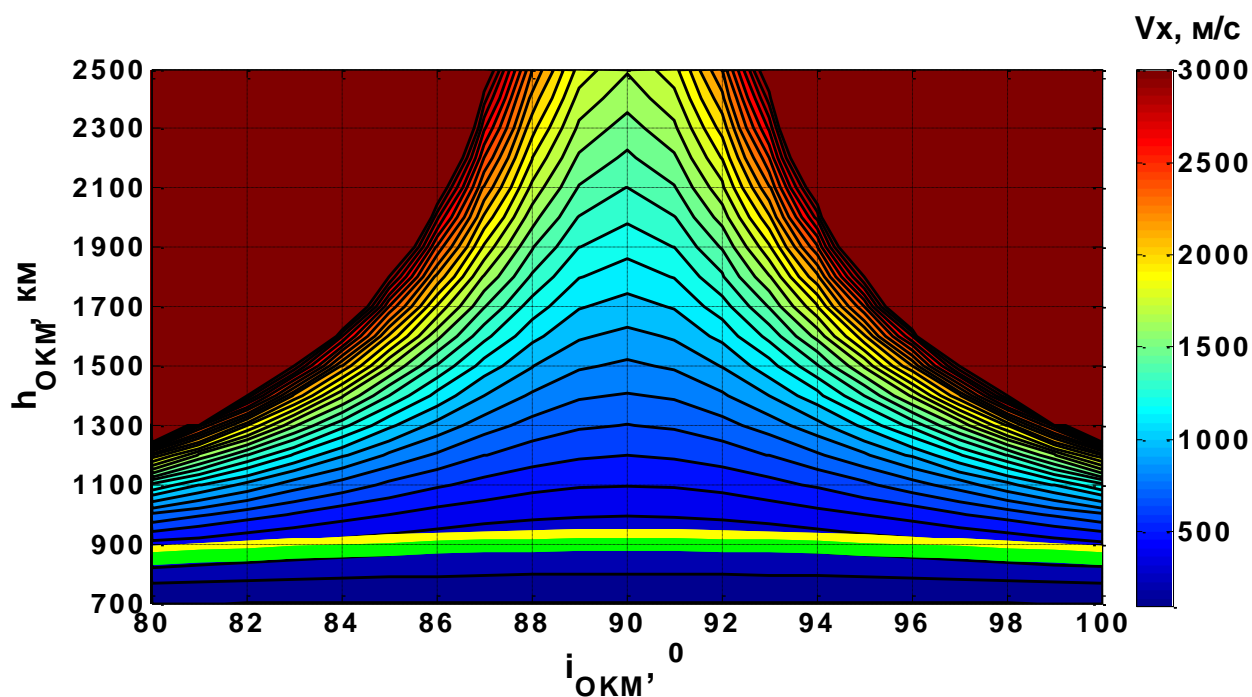


Рисунок 6. Затраты V_x на реализацию миссии с компланарным спуском ОКМ

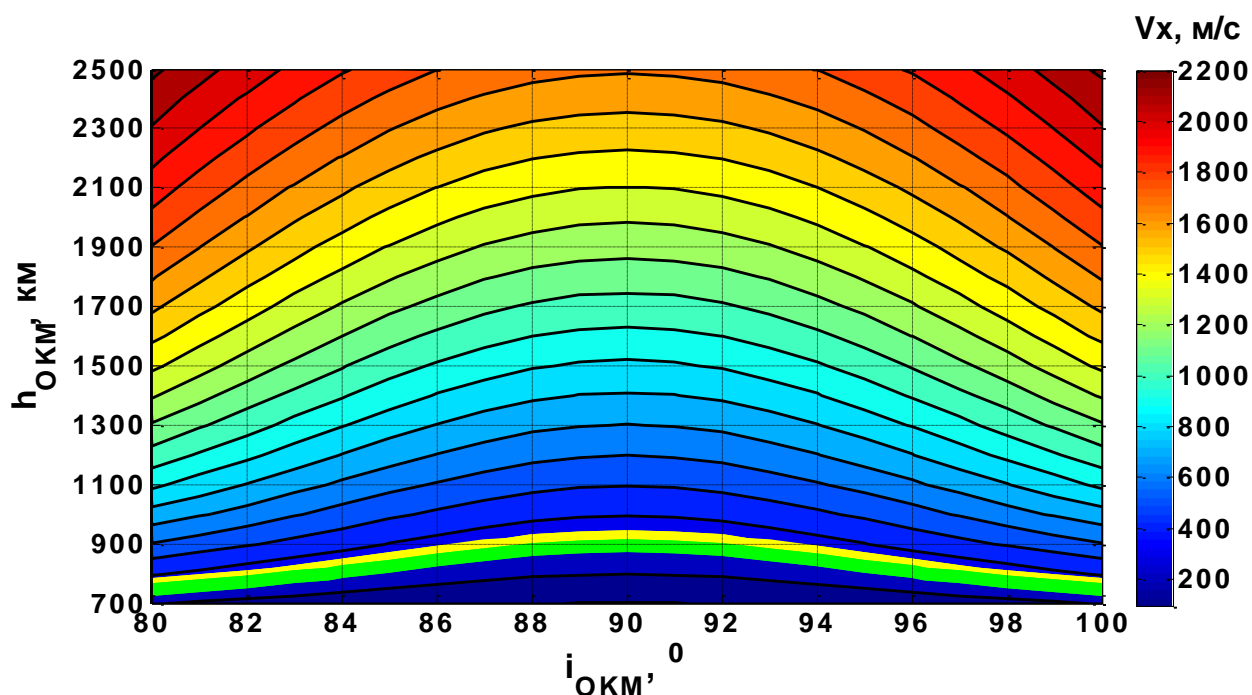


Рисунок 7. Затраты V_x на реализацию миссии с использованием ОСП

Как видно из графиков, применение схемы с использованием ОСП при наклонениях орбит, близких к полярным обеспечивает меньшие затраты V_x на увод и может быть реализовано во всем рассматриваемом диапазоне параметров орбит ОКМ. Следует отметить, что рассматриваемый диапазон включает в себя большинство наиболее используемых орбит для КА глобальной связи и наблюдения (например, СС «Иридиум» с наклонением 86°) а также солнечно-синхронные орбиты (ССО), характерные для СС дистанционного зондирования Земли.

Для большей наглядности сравнения указанных схем перелета, на рисунке 8 показана карта изолиний аналогичная рисунку 6, только на ней нанесены линии уровня одинаковых затраты топлива, V_x и времени перелета для указанных схем. Линии одинаковых затрат топлива и времени перелета практически совпадают. Таким образом, если параметры орбиты ОКМ выше указанной линии уровня (по

топливу или по V_x), то схема перелета с использованием ОСП более эффективна по данному показателю, чем схема с коррекцией ДВУ.

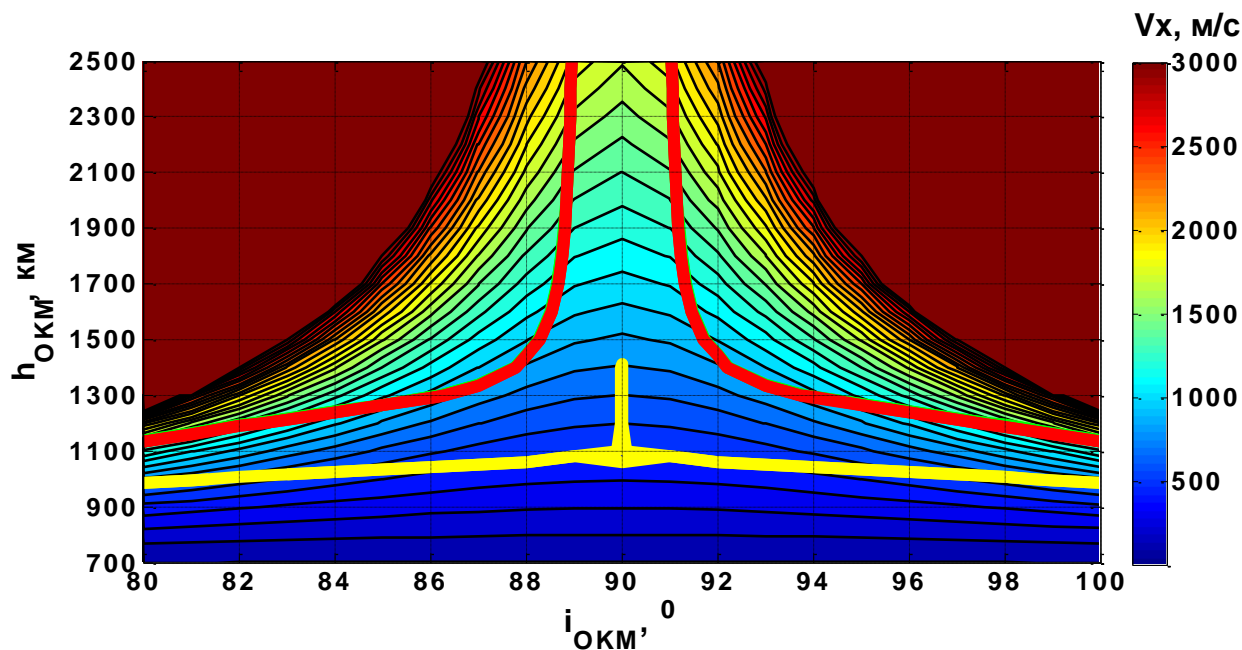


Рисунок 8. Затраты V_x на реализацию миссии с компланарным спуском ОКМ.

(— одинаковые затраты топлива; — одинаковые затраты V_x ;
 — одинаковое время перелета).

Аналогичное математическое моделирование было проведено для двигателей СПД-50, имеющих минимальную тягу среди рассматриваемых вариантов. На рисунках 9 и 10 желтой линией показан уровень затрат топлива на операцию увода 25 кг, а зеленой линией уровень длительности реализации миссии перехода 30 суток. Красная линия соответствует модулю угла управления 85° .

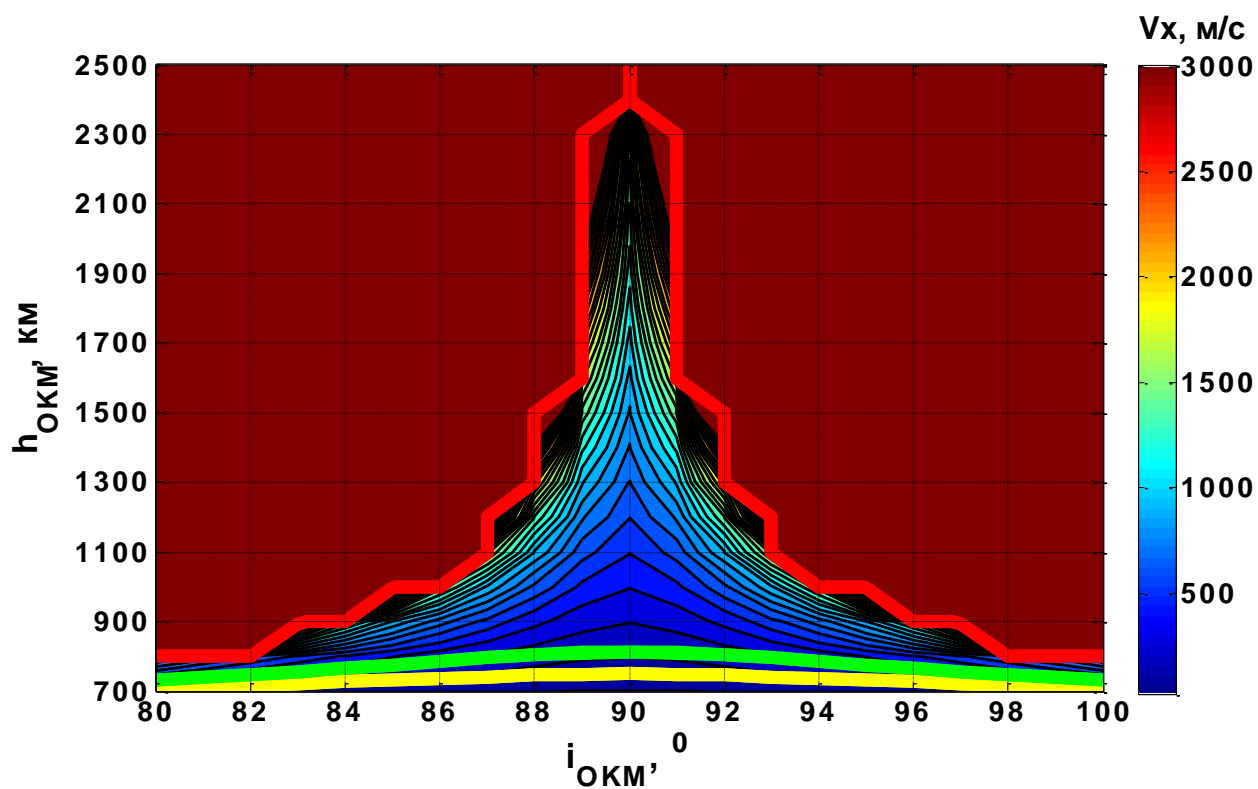


Рисунок 9. Затраты V_x на реализацию миссии с компланарным спуском ОКМ (для двигателей СПД-50)

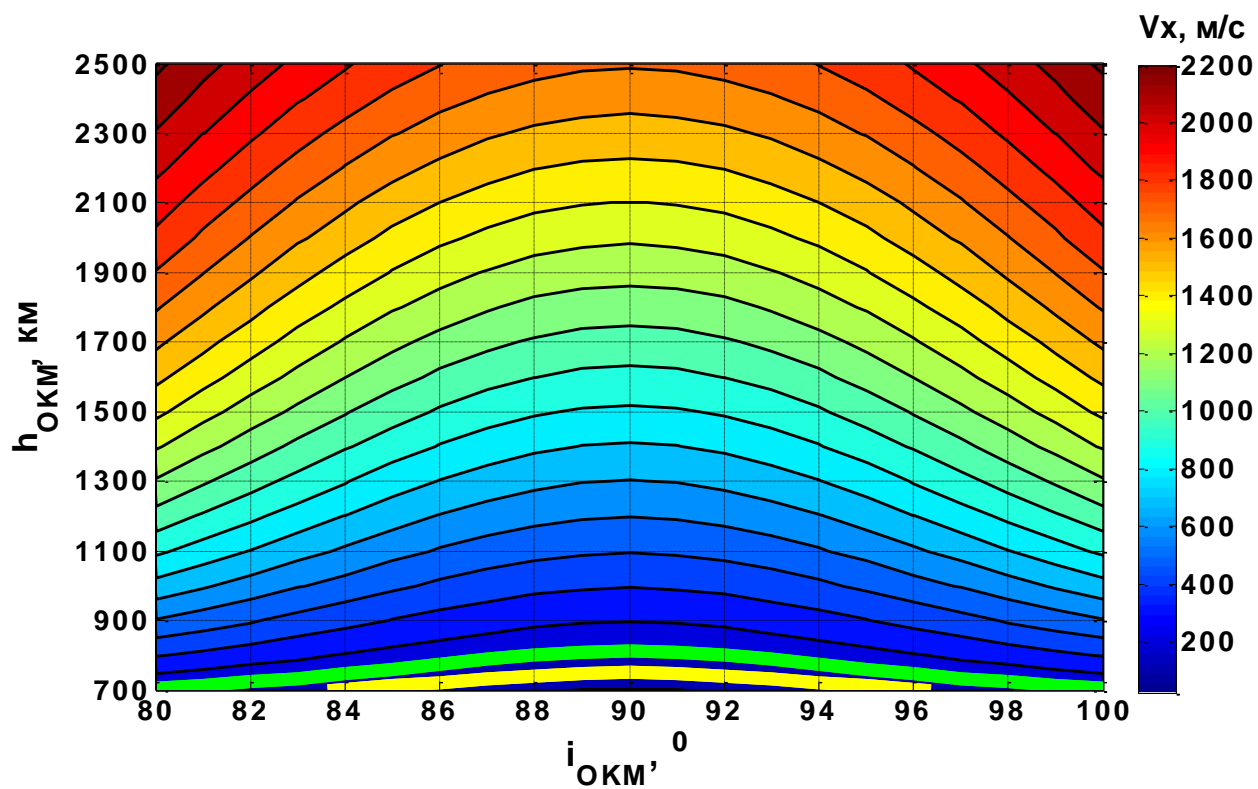


Рисунок 10. Затраты V_x на реализацию миссии с использованием ОСП (для двигателей СПД-50)

На рисунке 11 показана карта изолиний, аналогичная рисунку 8, с линиями уровня одинаковых затраты топлива, V_x и времени перелета. Линии одинаковых затрат топлива и времени перелета также практически совпадают. Таким образом, если параметры орбиты ОКМ выше указанной линии уровня (по топливу или по V_x), то схема перелета с использованием ОСП более эффективна по данному показателю, чем схема с коррекцией ДВУ.

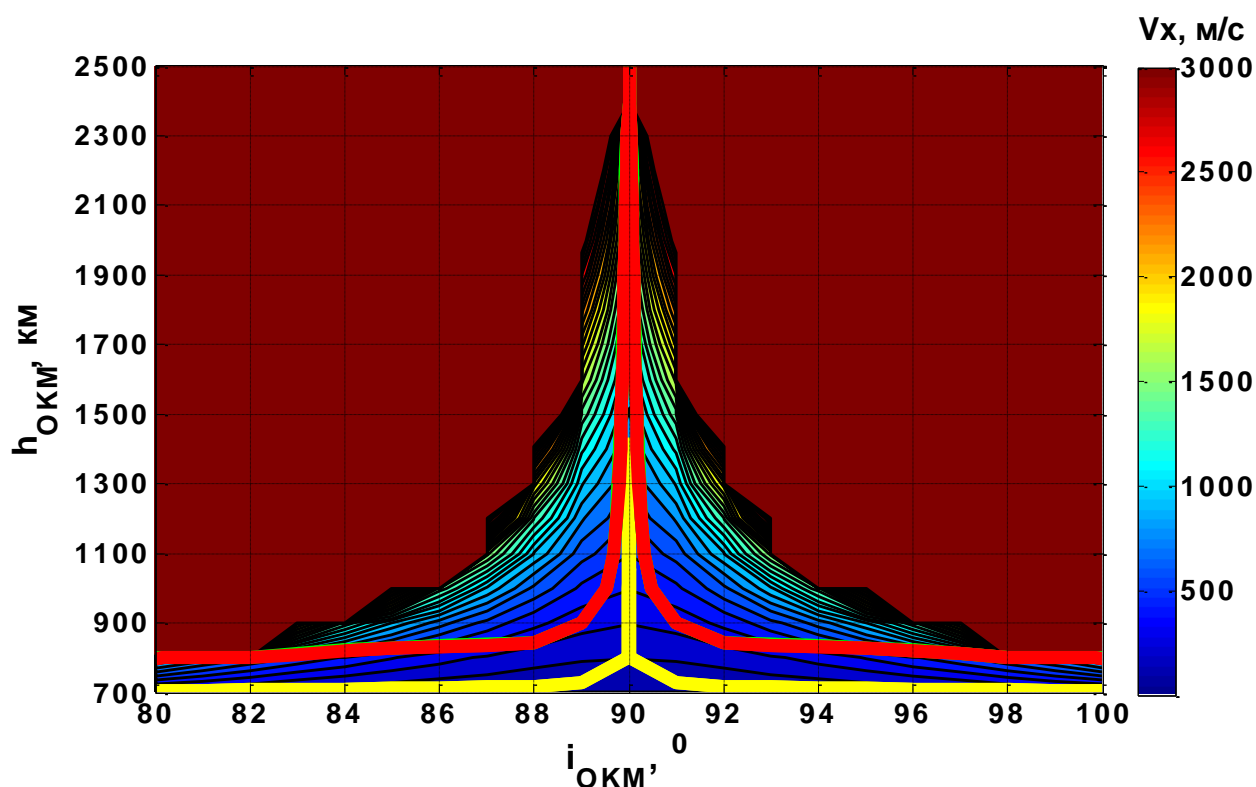


Рисунок 11. Затраты V_x на реализацию миссии с компланарным спуском ОКМ (для двигателей СПД-50). (— одинаковые затраты топлива; — одинаковые затраты V_x ; — одинаковое время перелета).

В данном случае область параметров орбит для возможности применения схемы увода с компланарным спуском, при многократном повторении операций существенно меньше, чем возможности по использованию схемы с ОСП.

Следует отметить, что для расширения области возможных начальных орбит КА-Б и ОКМ, с которых возможно осуществить перевод последнего на орбиту захоронения, может потребоваться замена закона управления вектором тяги на существенно нелинейный. Это связано с обеспечением в конце этапе перелета на орбиту ОКМ такого управления, при котором будет иметь место плавное изменение взаимной скорости прецессии. Тогда, для компенсации остаточного рассогласования по долготе, импульс будет выдаваться почти ортогонально плоскости орбиты.

Заключение

В статье представлены результаты математического моделирования при сравнении двух возможных схем реализации многократного увода ОКМ из состава СС на орбиту захоронения с помощью КА-Б, оснащенного СПД. Проведенный анализ указанных результатов показывает, что:

1. Схема перевода ОКМ на орбиту захоронения с использованием компланарного спуска наиболее эффективна для наклонений орбит близких к 0^0 и 90^0 и имеет ограничения на применение в области наклонений 45^0 и 135^0 , а также при больших высотах полета.

2. Схема перевода ОКМ на орбиту захоронения с использованием ОСП применима для наклонений орбит выше 35^0 и наиболее эффективна в приполярной области.

3. Для приполярных наклонений (от 80^0 до 100^0) схема перевода ОКМ на орбиту захоронения с использованием ОСП не имеет ограничений на применение и в большинстве случаев более эффективна, чем схема с компланарным спуском.

Библиографический список

1. Улыбышев С.Ю. Математическое моделирование и сравнительный анализ схем применения аппарата-буксировщика для решения задачи увода объектов космического мусора на орбиту захоронения. Часть 1 // Труды МАИ. 2019. № 106.
URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105746>
2. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. - М.: ВЦ АН СССР, 1968. - 108 с.
3. Авдеев Ю.Ф., Беляков А.И., Брыков А.В. и др. Полет космических аппаратов: Справочник. - М.: Машиностроение, 1990. - 272 с.
4. Салмин В.В., Четвериков А.С. Выбор оптимальных проектных и баллистических параметров многоразового межорбитального транспортного аппарата с двигательной установкой малой тяги // Решетневские чтения. 2010. Т. 1. № 14. С. 32 - 33.
5. Салмин В.В. Оптимизация космических полетов с малой тягой: проблемы совместного управления траекторным и угловым движением. - М.: Машиностроение, 1987. - 208 с.
6. Масленников А.А. О возможности создания межорбитального буксира на основе электроракетной двигательной установки, питаемой от солнечных батарей, для обеспечения грузопотока на международную космическую станцию // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2012. № 2. С. 126 - 141.

7. Петухов В.Г., Иванюхин А.В. Совместная оптимизация основных проектных параметров электроракетной двигательной установки и траектории космического аппарата // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2016. № 2. С. 92 - 101.
8. Петухов В.Г. Квазиоптимальное управление с обратной связью для многовиткового перелета с малой тягой между некомпланарными эллиптической и круговой орбитами // Космические исследования. 2011. Т. 49. № 2. С. 128 - 137.
9. Салмин В.В., Старинова О.Л., Четвериков А.С., Брюханов Н.А., Хамиц И.И., Филиппов И.М., Лобыкин А.А., Бурылов Л.С. Проектно-баллистический анализ транспортных операций космического буксира с электроракетными двигателями при перелетах на геостационарную орбиту, орбиту спутника Луны и в точки либрации системы Земля-Луна // Космическая техника и технология. 2018. № 1(20). С. 82 - 97.
10. Зеленцов В.В. Проблемы мелкого космического мусора // Наука и образование. 2015. № 4. С. 89 - 104.
11. Асланов В.С., Алексеев А.В., Ледков А.С. Определение параметров оснащенной гарпуном тросовой системы для буксировки космического мусора // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74644>.
12. Aslanov V., Yudinsev V. Dynamics of large space debris removal using tethered space tug // Acta Astronautica, 2013, vol. 91, pp. 149 - 156.
13. Баранов А.А., Гришко Д.А., Чернов Н.В. Облет низкоорбитальных объектов крупногабаритного космического мусора с их последовательным уводом на орбиту с уменьшенным временем баллистического существования // Наука и образование. 2016. № 4. С. 48 - 64.

14. Баранов А.А., Гришко Д.А., Медведевских В.В., Лапшин В.В. Решение задачи облёта объектов крупногабаритного космического мусора на солнечно-синхронных орбитах // Космические исследования. 2016. Т. 54. № 3. С. 242 - 251.
15. Баранов А.А., Гришко Д.А. Баллистические аспекты облета крупногабаритного космического мусора на низких околокруговых орбитах // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2015. № 4. С. 160 - 171.
16. Трушляков В.И., Юткин Е.А. Обзор средств стыковки и захвата объектов крупногабаритного космического мусора // Омский научный вестник. 2013. № 2 (120). С. 56 - 61.
17. Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299>
18. Кириллов В.А., Багатеев И.Р., Тарлецкий И.С., Баландина Т.Н., Баландин Е.А. Анализ концепций очистки околоземного космического пространства // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18. № 2. С. 343 - 351.
19. Вениаминов С.С., Червонов А.М. Космический мусор – угроза человечеству. - М.: Изд-во Института космических исследований РАН, 2012. - 192 с.
20. Асланов В.С., Ледков А.С., Стратилатов Н.Р. Влияние тросовой системы, предназначенной для доставки груза на Землю, на вращательное движение космического аппарата // Полет. 2009. № 1. С. 54 - 60.
21. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Dynamics of Towed Large Space Debris Taking Into Account Atmospheric Disturbance // Acta Mechanica, 2014, vol. 225, no. 9, pp. 2685 - 2697.

22. 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.
23. 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>
24. Улыбышев С.Ю. Комбинированные спутниковые системы непрерывного глобального обзора на экваториальных и полярных круговых орбитах // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 4. С. 332 - 344.
25. Баранов А.А., Будянский А.А., Чернов Н.В. Поддержание угла между плоскостями орбит разноуровневых спутниковых систем // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 5. С. 409 - 414.
26. Разумный Ю.Н., Козлов П.Г., Разумный В.Ю. Методика расчета многоярусных спутниковых систем на круговых и эллиптических нодально-синхронных орбитах // Научно-технический вестник Поволжья. 2015. № 3. С. 196 – 199.
27. Пахомов Л.А. Дистанционное зондирование атмосферы со спутника «Метеор». - М.: Гидрометеиздат, 1979. - 143 с.
28. Ледков А.С. Управление силой тяги при буксировке космического мусора на упругом тросе // Наука и образование. 2014. № 10. С. 383 - 397.
29. The Threat of Orbital Debris and Protecting NASA Space Assets from Satellite Collisions, available at: http://images.spaceref.com/news/2009/ODMediaBriefing_28Apr09-1.pdf

30. ГОСТ Р 52925-2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. - М.: Стандартиформ, 2008. - 6 с.
31. Гавриленко Т.С., Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Блок реактивных двигателей космического аппарата. Патент РФ № 170380. Бюлл. № 12, 24.04.2017.
32. Гавриленко Т.С., Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Способ управления космическим аппаратом, снабженным многосопловой двигательной установкой. Патент РФ № 2610793. Бюлл. № 5, 15.02.2017.
33. Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Применение режима тактовой работы к двигательной установке для высокоточного орбитального маневрирования и переориентации космического аппарата // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96960>
34. Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Управление многосопловой двигательной установкой космического аппарата с ограничением накопления кинетического момента // Научно-техническая конференция «Инновационные автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований. Актуальные вопросы создания служебных и научных систем»: сборник трудов. (Анапа, 06-11 сентября 2015). – Химки, НПО им. С.А. Лавочкина, 2015. С. 316 – 322.
35. Улыбышев С.Ю. Алгоритм управления двигательной установкой космического аппарата с парированием накопления кинетического момента // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2019. № 5. С. 143 - 152.