

**Ордена Ленина  
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ  
имени М.В. Келдыша  
Российской академии наук**

На правах рукописи

**Гришко Дмитрий Александрович**

**Исследование схем облёта объектов  
крупногабаритного космического мусора  
на низких орбитах**

Специальность 01.02.01 – Теоретическая механика

**АВТОРЕФЕРАТ**  
диссертации на соискание учёной степени  
кандидата физико-математических наук

**Москва — 2018**

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования "Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)" (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

**Научный руководитель:** Лапшин Владимир Владимирович,  
доктор физико-математических наук, профессор,  
профессор кафедры ФНЗ "Теоретическая  
механика" МГТУ им. Н.Э. Баумана

**Научный консультант:** Баранов Андрей Анатольевич,  
кандидат физико-математических наук,  
член-корреспондент Международной академии  
астронавтики (ИАА), ведущий научный сотрудник  
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

**Официальные оппоненты:** Константинов Михаил Сергеевич,  
доктор технических наук, профессор,  
профессор кафедры 601 «Космические системы и  
ракетостроение» Московского авиационного  
института (национальный исследовательский  
университет)

Трушляков Валерий Иванович,  
доктор технических наук, профессор,  
советник Российской академии ракетно-  
артиллерийской наук, профессор кафедры «Авиа- и  
ракетостроение» Омского государственного  
технического университета

**Ведущая организация:** Федеральное государственное унитарное  
предприятие «Центральный научно-  
исследовательский институт машиностроения»

Защита состоится 15 мая 2018 года в 11<sup>00</sup> часов на заседании диссертационного совета Д 002.024.01, созданного на базе Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, расположенного по адресу: 125047, Москва, Миусская пл., 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ИПМ им. М.В. Келдыша РАН и на сайте диссертационного совета <http://keldysh.ru/council/1/>.

Автореферат разослан

Ученый секретарь диссертационного совета,  
кандидат физико-математических наук

А.Е. Бондарев

## Общая характеристика работы

### Актуальность работы

За время освоения космического пространства на различных орбитах скопилось по данным NASA около 300 тысяч объектов космического мусора (КМ). За последние 25 лет имели место несколько случаев непреднамеренного столкновения космических аппаратов (КА) с объектами крупногабаритного космического мусора (ККМ). Столкновения/взрывы в космосе *крупногабаритных* объектов сопровождаются их механическим разрушением и взрывом остатков топлива в баках КА, последних ступеней ракет и разгонных блоков. В результате появляется значительное число фрагментов, в течение длительного времени остающихся в рабочей зоне функционирующих КА, что может привести к неуправляемой цепной реакции роста количества объектов космического мусора (эффект Кесслера).

Согласно результатам исследований удаление 3-5 крупных объектов в год с низких околоземных орбит в сочетании с выполнением требований Межагентского комитета по космическому мусору по уводу заканчивающих работу КА позволяет предотвратить цепную реакцию роста объектов космического мусора в будущем, в связи с чем необходима разработка методов оптимизации увода крупногабаритных объектов с орбиты. В перспективе задача очистки наиболее используемых орбит станет одной из основных в отечественной и мировой космонавтике.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках мероприятия 1.2 федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение от 26 сентября 2017 года № 14.574.21.0146, уникальный идентификатор работ RFMEFI57417X0146).

**Цель данной работы** состоит в разработке и исследовании схем облёта объектов ККМ на низких орбитах и в определении требований к КА-сборщику, предназначенному для обеспечения увода этих объектов на орбиты захоронения.

В соответствии с обозначенной целью в работе были поставлены и решены следующие **задачи**:

- 1) анализ каталога космических объектов с целью выявления компактных групп ККМ, допускающих возможность увода на орбиты захоронения значительной части объектов этих групп;
- 2) определение затрат суммарной характеристической скорости (СХС), необходимой для перелётов между объектами ККМ на некомпланарных околокруговых орбитах;

- 3) разработка методики уменьшения затрат СХС при облёте объектов ККМ внутри группы за приемлемое время с использованием КА с отделяемыми модулями на борту ( I вариант увода);
- 4) разработка методики уменьшения затрат СХС при облёте объектов ККМ внутри группы за приемлемое время с использованием КА, последовательно уводящего объекты группы на орбиты захоронения (II вариант увода);
- 5) сравнение вариантов увода объектов ККМ по требуемым затратам СХС, времени облёта и количеству дозаправок топливом и отделяемыми модулями;
- 6) выдача рекомендаций по составлению схем облёта объектов ККМ и по параметрам КА-сборщика.

**Научная новизна** диссертации состоит в разработке и исследовании схем облёта объектов ККМ на низких орбитах с минимизацией требуемых энергетических затрат при приемлемой суммарной продолжительности облёта, а также в определении требований к КА-сборщику и заключается в следующем:

- 1) задача облёта объектов ККМ с целью их дальнейшего увода на орбиты захоронения в отечественной научной практике решается впервые;
- 2) получена аналитическая зависимость, позволяющая определить компромиссную продолжительность перелёта от одного объекта к другому в случае компланарных орбит. Значение продолжительности перелёта определяет параметры манёвров для решения задачи встречи с учётом необходимости коррекции расхождения орбитальных плоскостей по долготе восходящего узла (ДВУ), возникающего в результате длительного фазирования;
- 3) проведены исследования некомпланарных перелётов между объектами ККМ с использованием орбиты ожидания. Показано влияние направления поворота орбитальной плоскости по ДВУ на величину требуемой для этого СХС с учётом малой (порядка 1-3 градусов) коррекции наклона орбиты.
- 4) исследован каталог космических объектов и проведена классификация объектов ККМ (ступени и разгонные блоки) на низких орбитах. Выявлено 160 наиболее крупных объектов, которые разбиты по 5 группам, отличающимся значением наклона орбит входящих в них объектов.
- 5) введён в рассмотрение портрет эволюции отклонений ДВУ, который отображает относительное движение орбитальных плоскостей в рамках конкретной группы и позволяет определить наиболее подходящую стратегию перелётов между объектами;
- 6) рассмотрены два варианта увода объектов ККМ с низких орбит на специальные орбиты захоронения; показаны преимущества эллиптической орбиты захоронения;
- 7) предложены последовательная и диагональная схемы облёта для первого варианта увода ККМ и последовательная схема с активным использованием орбиты захоронения для второго варианта увода ККМ;

- 8) предложены подходы к определению компромиссного времени на конкретный перелёт для последовательной схемы при первом варианте увода объектов ККМ;
- 9) осуществлено сравнение обоих вариантов увода объектов ККМ по таким параметрам, как: суммарная характеристическая скорость и продолжительность облёта, количество дозаправок топливом и отделяемыми модулями;
- 10) определены требуемая длительность функционирования активного КА и его необходимый резерв СХС на одной заправке топливом, рациональное значение максимального количества отделяемых модулей на борту.

### **Теоретическая и практическая значимость**

Диссертационное исследование направлено на решение фундаментальной научно-технической проблемы, а именно на определение требований к активному КА-сборщику, предназначенному для перелётов между объектами ККМ на низких орбитах с целью их увода на орбиты захоронения. Все результаты, полученные соискателем в диссертации, имеют выраженную практическую направленность и являются теоретической базой для разработки технического предложения на проектирование КА-сборщика ККМ.

### **Выносимые на защиту результаты и положения:**

1. Аналитическое решение задачи определения компромиссной продолжительности компланарного перевода КА вдоль орбиты с использованием прецессирующей орбиты ожидания.
2. Способ построения последовательной схемы облёта объектов ККМ для первого варианта их увода с низких орбит, определение последовательности и продолжительности перелётов между объектами.
3. Алгоритм поиска диагональных решений в рамках первого варианта увода объектов ККМ с низких орбит.
4. Способ построения последовательной схемы облёта объектов ККМ для второго варианта их увода с низких орбит, определение параметров орбит захоронения, а также последовательности и продолжительности перелётов между объектами.
5. Требования к КА, предназначенному для облёта объектов ККМ с целью их увода на орбиты захоронения.

### **Апробация результатов**

Основные результаты диссертации докладывались и обсуждались на следующих российских и международных конференциях и семинарах:

1. International Astronautical Congress, International student workshop IAF-SUAC Tsinghua, Beijing, 2013.
2. XLVIII научные чтения памяти К.Э. Циолковского, Калуга, 2013.
3. XXXVIII Академические чтения по космонавтике, Москва, 2014.
4. Российско-китайский инновационный студенческий форум по малым спутникам, Благовещенск, 2014.

5. XLIX научные чтения памяти К.Э. Циолковского, Калуга, 2014.
6. VI Белорусский космический конгресс, Минск, 2014.
7. Международная научная конференция «Физико-математические проблемы создания новой техники», посвященная 50 – летию НУК “Фундаментальные науки” МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 2014.
8. XXXIX Академические чтения по космонавтике, Москва, 2015.
9. XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Казань, 2015.
10. International Astronautical Congress, Jerusalem, 2015.
11. XL Академические чтения по космонавтике, Москва, 2016.
12. International Astronautical Congress, Guadalajara, 2016.
13. XLI Академические чтения по космонавтике, Москва, 2017.
14. 7<sup>th</sup> European Conference on Space Debris, Darmstadt, 2017.
15. 3<sup>rd</sup> IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (DYCOSS), Moscow, 2017.
16. Семинар «Механика космического полета (имени В.А. Егорова)» кафедры «Теоретическая механика и мехатроника» Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова под руководством д.ф.-м.н. профессора В.В. Сазонова. Москва, 23 ноября 2016 г.
17. Московский городской научно-методический семинар по теоретической механике при кафедре ФНЗ «Теоретическая механика» МГТУ им. Н.Э. Баумана под руководством д.т.н. профессора И.Г. Благовещенского. Москва, 21 декабря 2016 г.
18. Семинар кафедры 601 Московского авиационного института под руководством д.т.н. профессора М.С. Константинова. Москва, 09 июня 2017 г.
19. Семинар отдела №5 Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН под руководством д.ф.-м.н. профессора Ю.Ф. Голубева. Москва, 21 сентября 2017 г.
20. International Astronautical Congress, Adelaide, 2017.

### **Публикации**

Результаты работы изложены в 10 статьях, все из которых опубликованы в научных изданиях, рекомендованных ВАК РФ, в том числе 5 статей опубликовано в журналах, входящих в базы данных Web of Science и Scopus.

### **Структура и объем диссертации**

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка используемых источников и приложения. Общий объем диссертации составляет 123 страницы и включает в себя 18 таблиц и 47 рисунков, 5 приложений. Список использованных источников насчитывает 61 наименование на 7 страницах.

# Содержание работы по главам

## Введение

Обоснована актуальность диссертационной работы, сформулированы цель и задачи работы, приведены краткий обзор и краткое содержание диссертации.

## Глава 1. Объекты крупногабаритного космического мусора на низких околокруговых орбитах

В разделе 1.1 приводится описание проблемы космического мусора. Показан рост количества наблюдаемых опасных объектов по годам. После резонансного случайного столкновения КА «Космос-2251» с КА «Iridium 33» в 2009 году и китайских антиспутниковых испытаний усилия специалистов были направлены на каталогизацию нефункционирующих космических объектов и их фрагментов, а также на создание специальных программ, способных прогнозировать изменение количества опасных объектов в околоземном пространстве и оценивать риски взаимных столкновений. Согласно результатам исследований для предотвращения цепной реакции увеличения популяции космического мусора необходимо одновременное выполнение двух условий: следование требованиям Межагентского комитета по космическому мусору по уходу заканчивающих работу КА и удаление 3-5 крупных объектов в год с низких околоземных орбит. В разделе 1.2 приведён анализ габаритных размеров известных ступеней ракет-носителей и разгонных блоков. Эти объекты характеризуются относительно простой геометрической формой и имеют сопло, в которое можно вставить специальный модуль, способный перевести их на орбиту захоронения. Из всей совокупности нефункционирующих объектов на низких орбитах можно выделить пять компактных групп КKM (таблица 1).

Таблица 1

Компактные группы КKM на низких околокруговых орбитах

Номер группы	Наклонение орбит элементов группы, °	Диапазон значений большой полуоси, км	Диапазон изменения эксцентриситетов	Количество объектов КKM
1	71	7193-7281	0.0002-0.0036	23
2	74	7122-7152	0.0006-0.0092	11
3	81	7211-7262	0.0031-0.0095	28
4	83	7318-7358	0.0008-0.0081	52
5	97-100	6973-7500	0.0003-0.0099	46

В разделе 1.3 приведено описание взаимного движения плоскостей орбит в рамках конкретной группы. Орбитальные плоскости объектов имеют разные скорости прецессии, что приводит к изменению их относительного положения с

течением времени. В качестве параметра, характеризующего это изменение, целесообразно использовать  $\Delta\Omega_{ik} \in [-\pi; +\pi]$  – отклонение ДВУ орбит всех  $i$ -х объектов группы от ДВУ орбиты одного специально выбранного объекта с номером  $k$ . Закон изменения углового расстояния по ДВУ (в радианах)  $i$ -ых объектов ККМ относительно выбранного  $k$ -го объекта в первом приближении представляет собой линейную зависимость от времени, которое измеряется в сутках:

$$\Delta\Omega_{ik}(t) = \Delta\Omega_{ik}(0) + \Delta k_{ik} \cdot t, \quad (1)$$

где

$$\Delta\Omega_{ik}(0) = \Omega_i(0) - \Omega_k(0); \quad (2)$$

$$\Delta k_{ik} = \left( \frac{\delta\Omega_i}{T_i} - \frac{\delta\Omega_k}{T_k} \right) \cdot 86400; \quad (3)$$

$$\delta\Omega = \frac{-2\pi\varepsilon}{\mu p^2} \cos i, \quad (4)$$

здесь  $\Omega_i(0), \Omega_k(0)$  – начальные значение ДВУ  $i$ -го и  $k$ -го объекта ККМ;  $\varepsilon = 2.634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5/\text{с}^2$  – константа сжатия;  $\mu = \gamma M = 398600.44 \text{ км}^3/\text{с}^2$  ( $\gamma$  – гравитационная постоянная,  $M$  – масса Земли) – геоцентрическая постоянная;  $i$  – наклонение орбиты;  $p$  – фокальный параметр;  $\delta\Omega$  – изменение ДВУ за один виток вследствие влияния второго члена разложения потенциала гравитационного поля в ряд по сферическим функциям геоцентрической широты.  $T_i$  и  $T_k$  – драконические периоды орбит  $i$ -го и  $k$ -го объектов, измеряемые в секундах.

Портреты эволюции отклонений ДВУ показаны на рис. 1 и рис. 2 для групп ККМ №2 и №5 соответственно, их анализ позволяет сделать вывод о трёх возможных случаях взаимного расположения прямых относительного рассогласования по ДВУ  $\Delta\Omega_{ik}(t)$ . В первом случае прямые  $\Delta\Omega_{ik}(t)$ , имеют малый угол наклона к оси абсцисс и образуют семейство квазипараллельных прямых. Такая картина характерна для групп ККМ №1-№3. Во втором случае прямые  $\Delta\Omega_{ik}(t)$  имеют угловые коэффициенты различного знака и абсолютной величины, что приводит к значительному числу пересечений этих прямых на портрете эволюции отклонений ДВУ. Такая картина имеет место в случае группы ККМ №5. Третий случай взаимного расположения прямых  $\Delta\Omega_{ik}(t)$  представляет собой комбинацию первых двух, он имеет место для группы №4. Три описанных случая могут стать основой для различных подходов к построению схем облёта объектов ККМ.

Орбиты объектов внутри группы являются околосферическими, незначительно отличаются по большой полуоси и наклонению, разница по ДВУ может изменяться от долей градуса до нескольких десятков градусов. В связи с этим необходимо рассмотреть некомпланарные перелёты с заданной продолжительностью между двумя объектами ККМ и исследовать изменение затрат СХС.

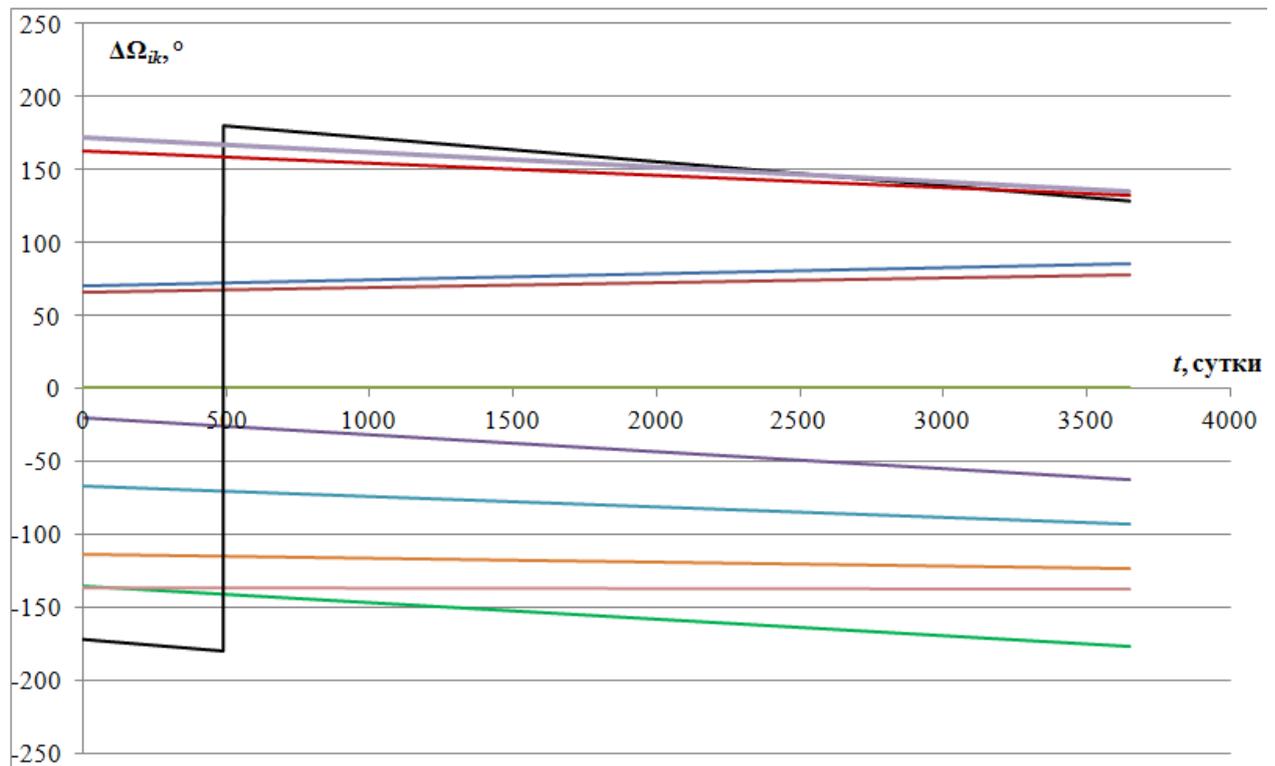


Рис.1 Портрет эволюции отклонений ДВУ группы ККМ №2

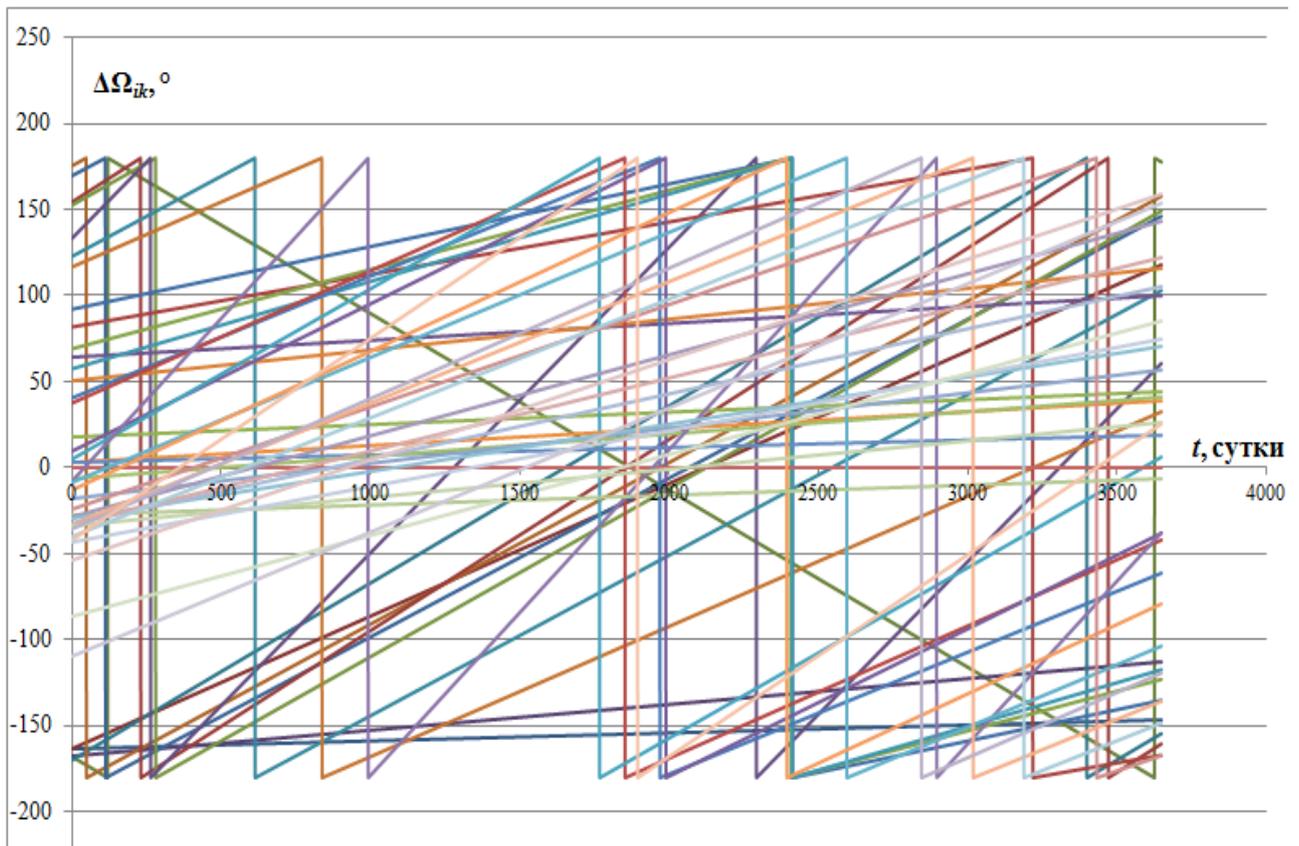


Рис.2 Портрет эволюции отклонений ДВУ группы ККМ №5

## Глава 2. Вопросы минимизации затрат суммарной характеристической скорости при облёте объектов ККМ на некомпланарных околокруговых орбитах

В данной главе рассмотрены перелёты между двумя объектами на некомпланарных околокруговых орбитах. Гравитационное поле учитывается до второй зональной гармоники. В основе предлагаемой минимизации затрат СХС на маневрирование лежит использование орбиты ожидания, скорость изменения ДВУ для которой отличается от таковой для начальной и конечной орбит. Подразумевается, что возможное количество витков ожидания задаётся исходя из разумного соотношения между продолжительностью перелёта и требуемыми для этого затратами СХС. В разделе 2.1 рассмотрена задача об изменении положения КА вдоль орбиты на угол  $\Delta u$  (в долях витка) по аргументу широты. Требуемое изменение позиции осуществляется за счет перевода КА на более низкую орбиту ожидания. Манёвры выполняются на первом и последнем витках перелета, которые отстоят друг от друга на  $N$  витков. За время нахождения на промежуточной орбите вследствие разной скорости изменения ДВУ рабочей и промежуточной орбит произойдёт уход КА из плоскости рабочей орбиты:

$$\Delta\Omega = \frac{4}{3}\delta\Omega\Delta u, \quad (5)$$

Отклонение  $\Delta\Omega$  можно компенсировать бинормальным импульсом. Оптимальным является одновременное приложение трансверсальной и бинормальной составляющих импульсов скорости в начале и в конце маневрирования в некоторой точке орбиты с аргументом широты  $u_0$ , что предполагает использование также влияния изменённого наклона на скорость эволюции ДВУ:

$$u_0 = \operatorname{arctg} \frac{2}{Nk\sin i}, \quad (6)$$

где

$$k = \frac{2\pi\varepsilon}{\mu p^2} \sin i. \quad (7)$$

В этом случае затраты СХС на перевод КА вдоль орбиты определяются как:

$$\Delta V = 2\sqrt{\Delta V_t^2 + \Delta V_z^2} = \frac{2}{3}|\Delta u|V_0\sqrt{\frac{1}{N^2} + \frac{4\delta\Omega^2\sin^2 2i}{N^2\delta\Omega^2\sin^4 i + 4\cos^2 i}} \quad (8)$$

Затраты СХС, требуемой для перевода КА в целевую точку орбиты, гиперболически зависят от количества витков ожидания на промежуточной орбите для всех высот. Зависимости затрат СХС от количества витков для высот 700 км и 2500 км показаны на рис. 3; они изохронны по числу витков на высоте 300 км, принятой в качестве базовой. Имеет место существенное расхождение кривых при малых  $N$ , при этом существует такое значение  $N$ , при котором кривые затрат СХС перелёта пересекаются. Точка пересечения характеризуется резким уменьшением абсолютного значения производной функции  $\Delta V$  по переменной  $N$  и может рассматриваться как некое компромиссное количество витков ожидания между временем перелёта и

затратами на его осуществление. Вычисление этой точки для разной комбинации высот можно выполнить аналитически:

$$N = \sqrt{\frac{-C_2 \pm \sqrt{C_2^2 - 4C_1C_3}}{2C_1}}, \quad (9)$$

где

$$C_1 = A \cdot K + C \cdot K - A \cdot P \cdot D - A \cdot P \cdot F;$$

$$C_2 = A \cdot M + B \cdot K + C \cdot M - B \cdot P \cdot D - B \cdot P \cdot F - A \cdot P \cdot E;$$

$$C_3 = B \cdot M - B \cdot P \cdot E;$$

$$A = \beta^2 \sin^4 i; B = 4p_1^4; C = 4\beta^2 \sin^2 2i; D = T_1^2 T_2^2 \beta^2 \sin^4 i; E = 4T_2^4 p_2^4;$$

$$F = 4T_1^2 T_2^2 \beta^2 \sin^2 2i; K = T_1^4 \beta^2 \sin^4 i; M = 4T_2^2 T_1^2 p_2^4; P = p_1/p_2; \beta = -\frac{2\pi\varepsilon}{\mu}.$$

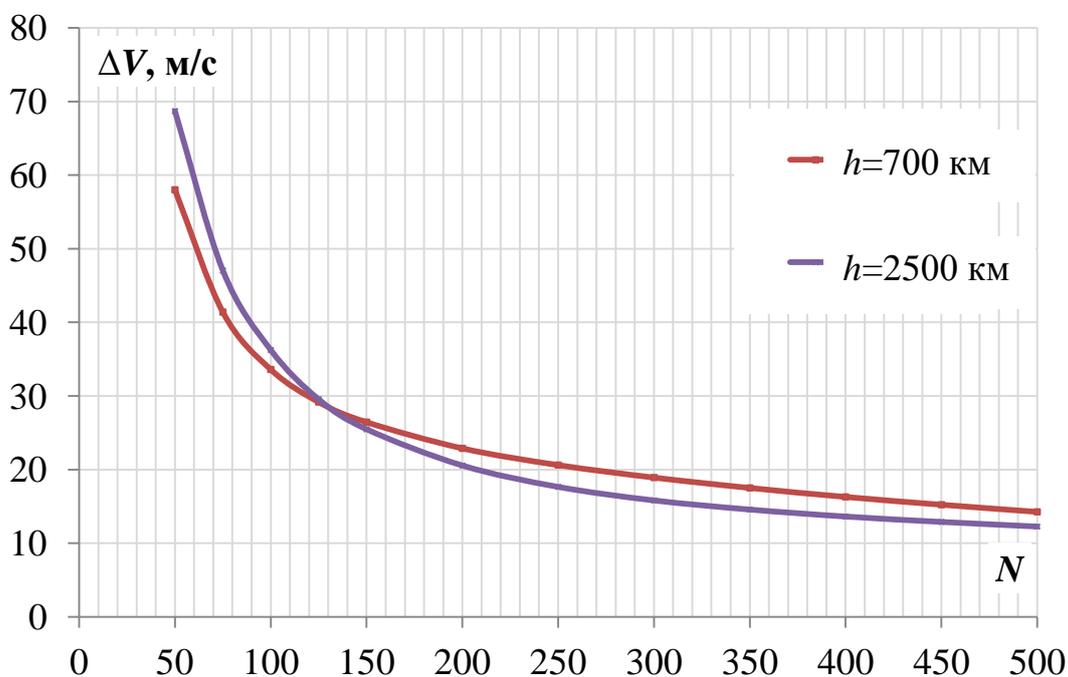


Рис. 3. Зависимость затрат СХС от изохронных  $N$  для различных высот

**В разделе 2.2** рассмотрен перевод КА в целевую точку орбиты, имеющей существенное отклонение по ДВУ. Для перелета от одного объекта к другому используется орбита ожидания, формируемая таким образом, чтобы при движении по ней КА за заданное количество витков полёта цели  $N$  компенсировал отклонения по ДВУ и по аргументу широты вследствие разной скорости прецессии ДВУ и разного периода обращения. Переход на орбиту ожидания и дальнейший перевод активного КА в окрестность цели осуществляются за счёт исполнения 4-х манёвров, которые попарно реализуются на двух интервалах маневрирования. Каждый из манёвров имеет трансверсальную и бинормальную составляющие. Предполагается, что первый интервал маневрирования расположен на первом витке перелёта, а второй интервал – на последнем витке перелёта. Суммы трансверсальных и

бинормальных составляющих импульсов скорости первого и второго интервалов маневрирования обозначим соответственно  $\Delta V_{\text{I}} = \Delta V_{\text{I1}} + \Delta V_{\text{I2}}$ ,  $\Delta V_{\text{II}} = \Delta V_{\text{I3}} + \Delta V_{\text{I4}}$ ,  $\Delta V_{\text{ZI}} = \Delta V_{\text{Z1}} + \Delta V_{\text{Z2}}$ ,  $\Delta V_{\text{ZII}} = \Delta V_{\text{Z3}} + \Delta V_{\text{Z4}}$ . За счет разницы больших полуосей и наклона орбиты ожидания КА-сборщика и орбиты целевого объекта ККМ за  $N$  витков полёта цели КА пролетит  $N + n$  витков, то есть на  $n$  целых витков больше. Разницу в количестве витков полёта активного КА и цели в первом приближении можно определить как:

$$n = \frac{3\Delta\Omega}{7\delta\Omega} - \frac{4}{7}\Delta u. \quad (10)$$

Выражение для оптимальных затрат СХС для перевода КА в целевую точку орбиты с ДВУ, отличающейся на  $\Delta\Omega$ , имеет вид:

$$\Delta V = \frac{2}{3}V_0 \sqrt{\frac{(\Delta u + n)^2}{(N + n)^2} + \frac{(3\Delta\Omega - (4\Delta u + 7n)\delta\Omega)^2}{(N + n)^2\delta\Omega^2 \text{tg}^2 i + \frac{4}{\sin^2 i}}}. \quad (11)$$

Зависимость затрат СХС от рассогласования по ДВУ при повороте против направления прецессии близка к линейной, но сильно зависит от наклона орбиты, причём интенсивность роста затрат резко возрастает в интервале значений  $i \in [60^\circ; 90^\circ]$  (рис. 4). Важным моментом является существенное сокращение затрат СХС при использовании естественной прецессии ДВУ (направление поворота плоскости совпадает с направлением прецессии). Помимо уменьшения величины и скорости роста соответствующих значений СХС изменяется и направление кривизны кривой.

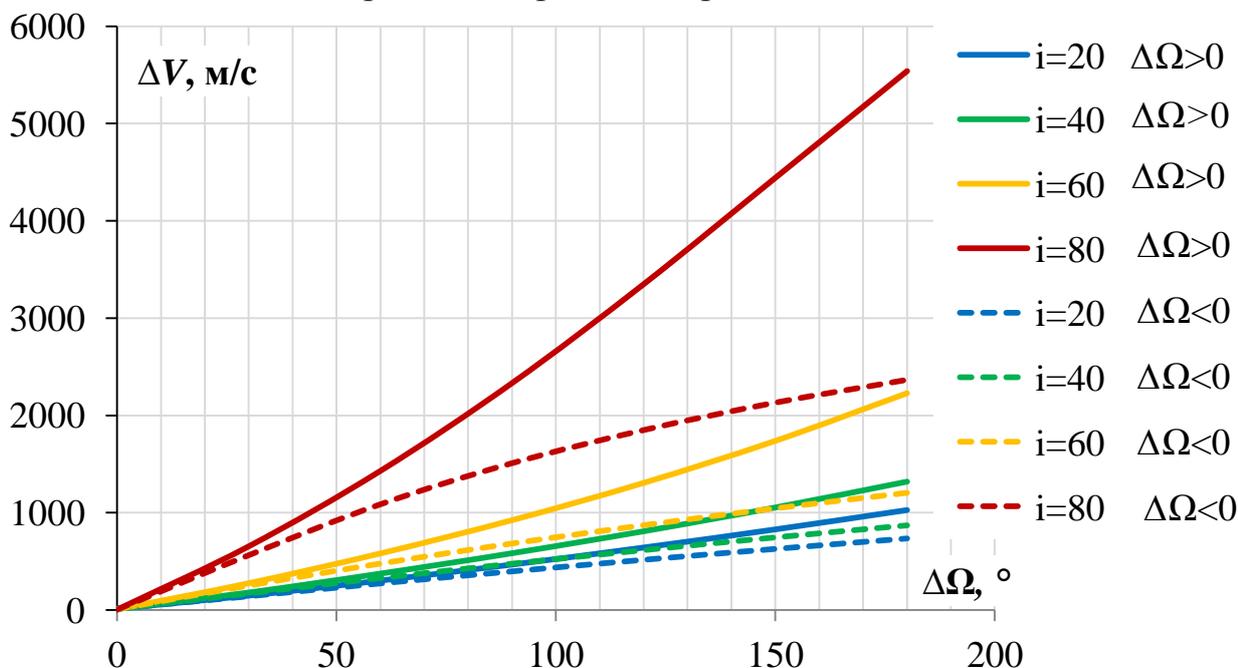


Рис. 4. Зависимость затрат СХС от рассогласования по ДВУ для разных наклонений для высоты 700 км и  $N=1000$  при повороте плоскости по ( $\Delta\Omega < 0$ ) и против ( $\Delta\Omega > 0$ ) направления естественной прецессии ДВУ

**В разделе 2.3** задача перевода КА в заданную точку конечной орбиты рассматривается в самой общей постановке, когда начальная и конечная орбиты имеют близкие, но разные значения большой полуоси и наклонения; отклонение по ДВУ и разность фаз могут быть любыми по величине. Схема маневрирования совпадает с описанной ранее в разделе 2.2. Предполагается, что все импульсы скорости прикладываются на экваторе, что оптимально для коррекции наклонения. Коррекция отклонения по ДВУ осуществляется за счет формирования необходимой эволюции плоскости орбиты ожидания. Для выхода в окрестность цели за  $N$  витков её полёта активному КА необходимо сообщить следующие импульсы скорости на двух интервалах маневрирования:

$$\begin{cases} \Delta V_{tI} = V_0 \left[ \frac{N\Delta a}{2(N+n)a_0} - \frac{\Delta u+n}{3(N+n)} \right], & (12a) \\ \Delta V_{tII} = V_0 \frac{\Delta a}{2a_0} - \Delta V_{tI}, & (12б) \\ \Delta V_{zI} = \frac{V_0}{N+n} \left( N\Delta i - \frac{4(\Delta u+n)\delta\Omega + 3(\delta\Omega n - \Delta\Omega)}{3\text{tg}i\delta\Omega} \right), & (12в) \\ \Delta V_{zII} = V_0\Delta i - \Delta V_{zI}. & (12г) \end{cases}$$

Формулы (12а-12г) не учитывают коррекцию отклонения вектора эксцентриситета, так как для околокруговых орбит эти отклонения малы, и не оказывают существенного влияния на СХС перелета. Оптимальным будет значение  $n$ , доставляющее минимум функционалу:

$$\Delta V = \sqrt{\Delta V_{tI}^2 + \Delta V_{zI}^2} + \sqrt{\Delta V_{tII}^2 + \Delta V_{zII}^2}. \quad (13)$$

При необходимости коррекции наклонения кривые затрат СХС вне зависимости от направления поворота плоскости по ДВУ сходятся в одну линию по мере увеличения значения  $\Delta i$ . (рис. 5).

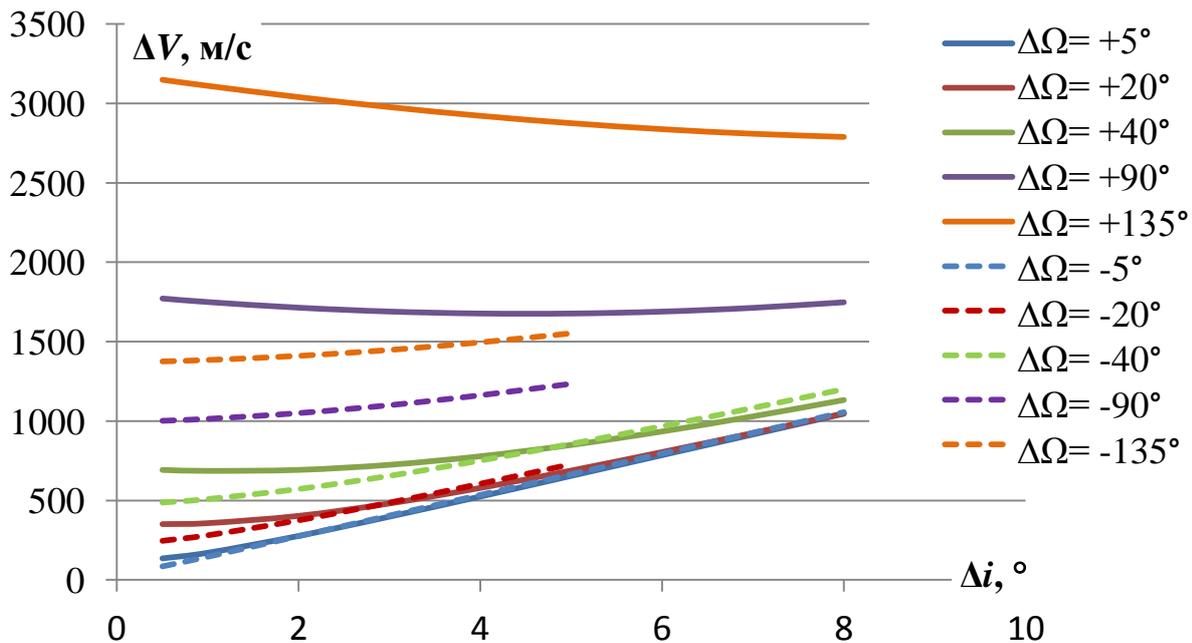


Рис.5. Затраты СХС, необходимые для изменения наклонения для разных значений  $\Delta\Omega$ ,  $\Delta a=100$  км,  $h=700$  км,  $\Delta u=180^\circ$ ,  $N=500$ ,  $i=51.6^\circ$

Характерным моментом является появление заметного экстремума для рассогласований по ДВУ около 90 градусов и более. При повороте плоскости по направлению прецессии существует такое значение  $\Delta i$ , при котором изменяется выгодное направление изменения ДВУ. Положение этой точки смещается право и вверх с ростом  $\Delta\Omega$ .

### Глава 3. Облёт объектов ККМ космическим аппаратом с отделяемыми модулями (I вариант увода)

В данной главе рассматривается облёт объектов ККМ внутри выделенной группы с целью последующего их перевода на низкие орбиты захоронения по первому варианту увода. Активный КА оснащён двигательной установкой большой тяги. На его борту размещены специальные модули (Thruster de-orbiting kits, TDK) с запасом топлива, которые после установки на объекте ККМ способны перевести его на орбиту захоронения. Задача активного КА – доставить отделяемый от модуль в окрестность объекта ККМ, а затем осуществить перелёт к следующему объекту. В разделе 3.1 приведены особенности орбит объектов из выделенных ранее групп ККМ, а также сформулированы положения, которые являются основой разрабатываемой методики облёта объектов ККМ. В разделе 3.2 рассмотрены 2 схемы облёта: последовательная и диагональная.

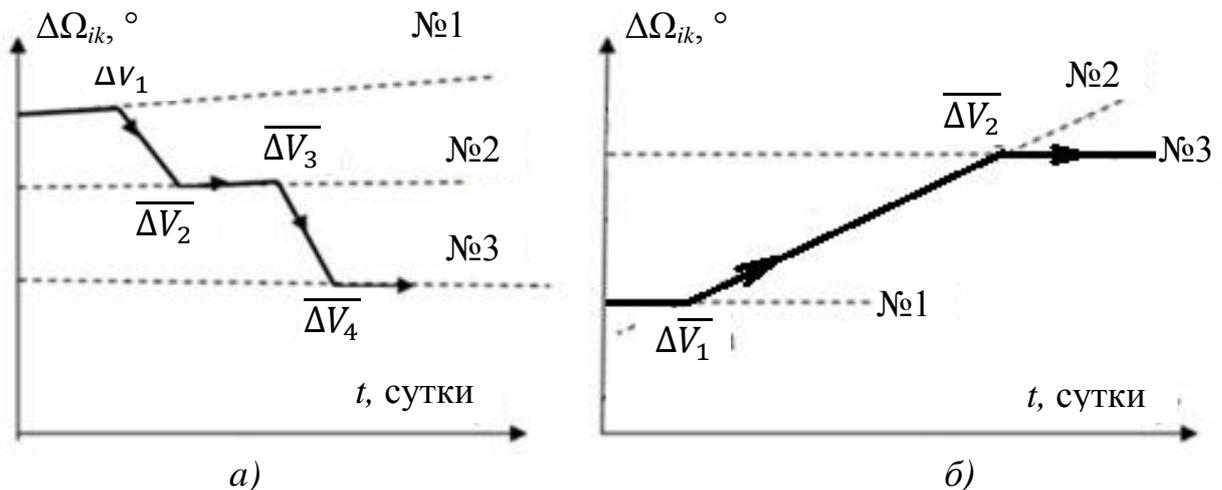


Рис. 6. Возможные варианты взаимного расположения прямых на портрете эволюции отклонений ДВУ: а) параметры орбит объектов ККМ в группе имеют малые взаимные отклонения  $\Delta a$ ,  $\Delta e$  и  $\Delta i$ ; б) параметры орбит объектов ККМ в группе имеют значительные взаимные отклонения  $\Delta a$ ,  $\Delta e$  и  $\Delta i$

В том случае, когда портрет эволюции отклонений ДВУ содержит преимущественно квазипараллельные прямые (рис. 6а), для перелёта между тремя объектами ККМ необходимо выполнить следующую последовательность действий. После доставки отделяемого модуля в окрестность объекта №1, маневрирующий КА осуществляет перелет к объекту №2. Для этого импульсом

$\overline{\Delta V}_1$  обеспечивается перевод активного КА с орбиты объекта №1 на орбиту ожидания (под импульсом здесь подразумеваются, как правило, два включения двигательной установки, локализованные на одном витке). По достижении нужной ориентации плоскости орбиты ожидания и требуемой фазовой разницы при помощи импульса  $\overline{\Delta V}_2$  осуществляется перевод активного КА на орбиту объекта №2. Далее описанные действия повторяются в виде импульсов  $\overline{\Delta V}_3$  и  $\overline{\Delta V}_4$  для достижения объекта №3 и т.д. Перелёт всегда осуществляется к ближайшему по ДВУ объекту в сторону естественной прецессии ДВУ орбит рассматриваемой группы. Эта последовательная схема облёта применима к первым трём выделенным группам ККМ.

В группах ККМ №4 и №5 присутствуют объекты, орбиты которых имеют заметные отличия по большой полуоси и наклонению. В результате прямые относительного рассогласования по ДВУ  $\Delta\Omega_{ik}(t)$  имеют значительное количество пересечений. В точке пересечения прямых  $\Delta\Omega_{ik}(t)$  и  $\Delta\Omega_{jk}(t)$  на портрете эволюции отклонений ДВУ орбиты  $i$ -го и  $j$ -го объектов ККМ имеют равные значения ДВУ. В этом случае, находясь на орбите объекта №1 (рис. 6б), достаточно приложить только один импульс  $\overline{\Delta V}_1$  (два включения двигательной установки на витке) в момент совпадения ДВУ, чтобы сблизиться с объектом №2, и также аналогичный импульс  $\overline{\Delta V}_2$  для последующего сближения с объектом №3. При такой схеме уменьшается количество включений двигательной установки КА и пропадает наиболее затратная по требуемой СХС коррекция ДВУ. Линию  $\Delta\Omega_{ik}(t)$ , соответствующую одной из орбит и пересекающую две линии, соответствующие другим орбитам, назовем «диагональю». Для групп ККМ №4 и №5 имеется возможность найти несколько веток, состоящих из последовательности прямых и диагоналей, позволяющих облететь значительное количество объектов в группе. Для поиска веток-решений в условиях большого количества прямых  $\Delta\Omega_{ik}(t)$  и их взаимных пересечений были использованы элементы теории графов. Рассматривая портрет эволюции отклонений ДВУ, представленный на рис. 2, как граф, и зная законы изменения  $\Delta\Omega_{ik}(t)$ , в двумерном пространстве  $t, \Delta\Omega$  можно определить все узлы графа. Для описания узлов можно использовать квадратную матрицу координат узлов  $\mathbf{T}$  размерности  $n \times n$  с элементами  $t_{m,l}$ , которая по своему физическому смыслу является модификацией классической матрицы смежности.

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \& & t_{1,2} & - & \dots & t_{1,46} \\ t_{2,1} & \& & \dots & \dots & \dots \\ - & \dots & \& & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ t_{46,1} & \dots & \dots & \dots & \dots & \& \end{bmatrix}$$

Матрица  $\mathbf{T}$  является симметрической, а её диагональ составляют символы «&», описывающие совпадение прямых  $\Delta\Omega_{ik}(t)$ . Если точка пересечения прямых

$\Delta\Omega_{ik}(t)$  существует, то в полях элемента  $t_{m,l}$  указывается её координата  $t$  (время пересечения прямых  $\Delta\Omega_{ik}(t)$  и  $\Delta\Omega_{jk}(t)$ ), а если точек пересечения нет, или пересечение имеет место при  $t \rightarrow \infty$ , то вместо элемента матрицы стоят прочерки. Для поиска решения с диагональными переходами используются три цикла. После реализации диагональной схемы часть объектов оказывается охваченной «диагональными» переходами, а облёт остальной части может быть рассчитан по упомянутой выше последовательной схеме, по которой рассчитывался облёт первых трех групп ККМ.

**В разделе 3.3** рассмотрен вопрос определения продолжительности перелёта между объектами ККМ при использовании последовательной схемы (при использовании диагональной схемы продолжительность перелёта заранее известна). В предыдущем разделе предполагалось, что продолжительность перелёта  $N$  задана. Как можно видеть из формул (12а)-(12г), она определяет затраты СХС на перелёт к очередному объекту. При выборе  $N$  имеется конфликт между желанием уменьшить затраты СХС на перелёт к следующему объекту ККМ и стремлением уменьшить продолжительность этого перелёта: улучшение одного из этих показателей приводит к ухудшению другого. Таким образом, требуется искать компромиссные значения продолжительности перелёта, которые находятся в той области графика функции  $\Delta V(N)$ , где затраты  $\Delta V$  перестают резко уменьшаться с ростом  $N$ . Для поиска компромиссных продолжительностей перелёта можно предложить два подхода, каждый из которых позволяет получить продолжительность перелёта как функцию от корректируемой разницы по ДВУ.

Первый подход является довольно простым и основан на анализе графиков  $\Delta V(N)$ , построенных для различных  $\Delta\Omega_{ik}$  (рис. 7). На координатной плоскости  $\Delta V, N$  можно провести множество медленно возрастающих выпуклых кривых, которые будут пересекать графики  $\Delta V(N)$  в компромиссной области. График одной из таких компромиссных кривых изображен на рис. 7 сплошной жирной серой линией. По точкам пересечения выбранной компромиссной кривой с линиями  $\Delta V(N)$  можно построить зависимость  $N(\Delta\Omega_{ik})$ , которая достаточно точно аппроксимируется линейной функцией. Например, для группы ККМ №4 эта зависимость имеет вид:

$$N(\Delta\Omega_{ik}) = 68.32 \cdot |\Delta\Omega^\circ| + 250.6 \quad (14)$$

Второй подход предполагает использование функционала, включающего затраты СХС, уменьшающиеся при увеличении продолжительности перелёта  $N$ , и штраф за увеличение его продолжительности  $f(N)$ :

$$F = \Delta V(N, \dots) + f(N) . \quad (15)$$

Оптимизация данного функционала позволяет получить компромиссную продолжительность перелёта. Анализ различных вариантов штрафной функции  $f(N)$  (линейная, логарифмическая, степенная) показал, что для всех пяти групп ККМ наилучшие результаты получаются, когда эта функция имеет вид:

$$f(N) = k \cdot \sqrt[4]{N}.$$

Зависимость, полученная с помощью такого подхода, изображена на рис. 7 жирной пунктирной линией. Как можно видеть, оба описанных выше подхода дают примерно один и тот же результат, поэтому можно использовать более простую формулу (14).

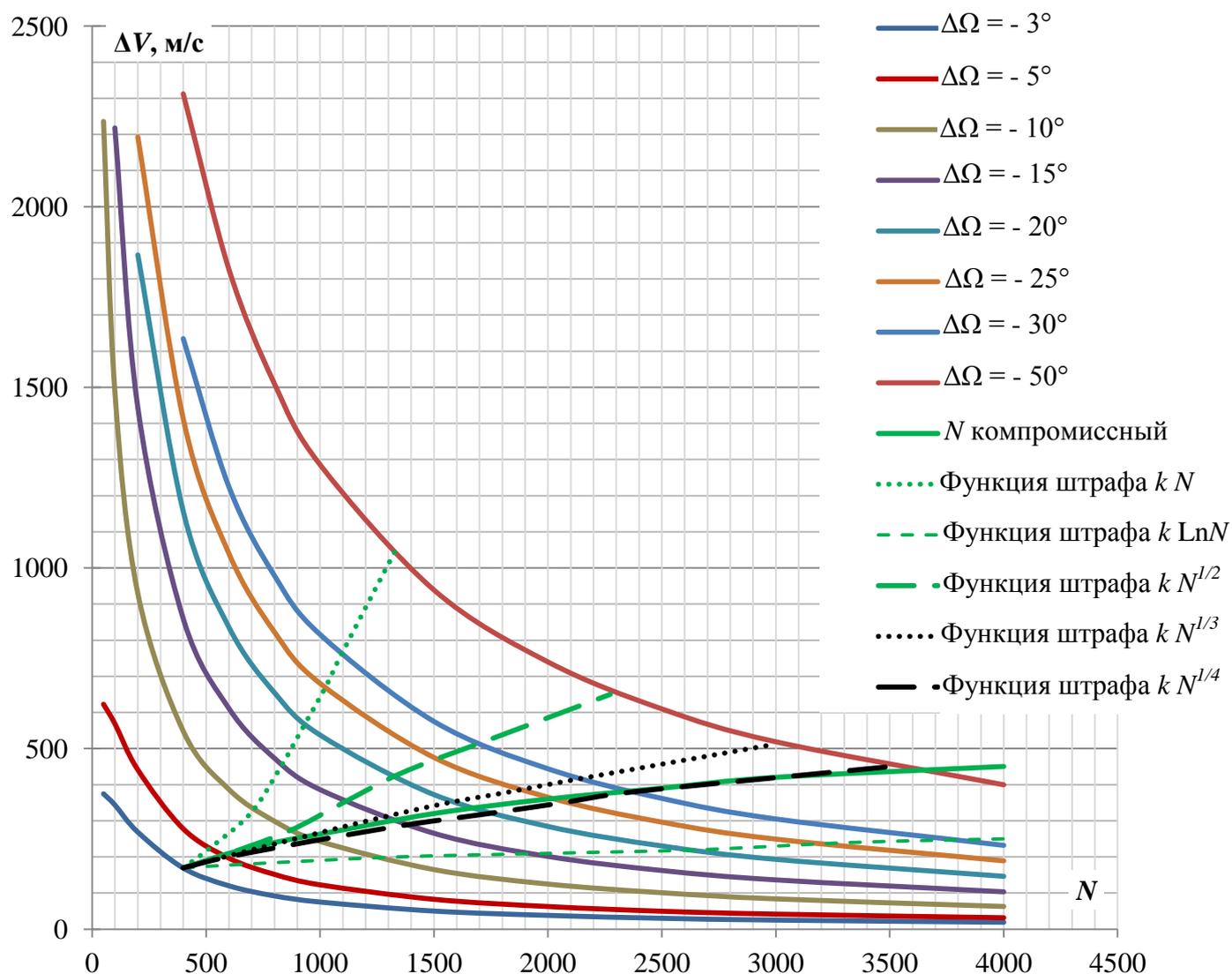


Рис. 7. Зависимость затрат СХС от числа витков перелёта при разных  $\Delta\Omega_{ik}$  для группы ККМ №4 (типовой пример).

**В разделах 3.4-3.6** приведены результаты расчёта оптимальных манёвров облёта групп ККМ №1-№5 с использованием последовательной и диагональной схем в рамках I варианта увода объектов ККМ.

#### Глава 4. Облёт объектов ККМ и их увод на орбиту захоронения с использованием собственной двигательной установки активного космического аппарата (II вариант увода)

В данной главе рассматривается облёт объектов ККМ внутри выделенной группы и их перевод на низкие орбиты захоронения по второму варианту увода. Он предусматривает использование активного КА, который после захвата объекта ККМ уводит его на специально рассчитываемую круговую или эллиптическую орбиту захоронения, а затем через некоторое время возвращается за новым объектом. Захват объекта ККМ осуществляется с помощью специально разработанного устройства, расположенного на активном КА. В разделе 4.1 определены параметры круговых и эллиптических орбит захоронения (ОЗ) для объектов из всех пяти групп ККМ. Для этого был использован программный комплекс «TRACE», основанный на методах численно-аналитической теории движения КА THEONA, разработанной в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. В таблице 2 приведены радиусы круговых ОЗ (столбец 4), а также большие полуоси и эксцентриситеты эллиптических ОЗ (столбцы 5-8), рассчитанные для объекта ККМ со средним значением баллистического коэффициента 0.045; начальная дата прогноза – 01 декабря 2013г. Столбцы, содержащие сокращения Min и Max, показывают параметры ОЗ, соответствующей нижней (Min) и верхней (Max) границе значений большой полуоси орбит объектов каждой группы (столбец 3).

Таблица 2

Основные параметры орбит захоронения для групп ККМ №1-№5

№ группы	$i, ^\circ$	$a, \text{ км}$	$R, \text{ км}$	Min $a, \text{ км}$	Min $e$	Max $a, \text{ км}$	Max $e$
1	2	3	4	5	6	7	8
1	71	7193-7281	6912.7	7000.3	0.02760	7040.3	0.03420
2	74	7122-7152	6912.8	6969.6	0.02194	6981.9	0.02436
3	81	7211-7262	6913.1	7007.5	0.02911	7030.5	0.03292
4	83	7318-7358	6913.5	7056.7	0.03709	7075.6	0.03991
5	97-100	6973-7500	6915.4	6937.6	0.02434	7090.4	0.03316

На рис. 8 относительная эволюция плоскости круговой ОЗ одного из объектов 2-ой группы показана пунктирной линией. Параметры эллиптических ОЗ из таблицы 2 изменяются по мере возрастания величины большой полуоси начальной орбиты объекта ККМ в рамках каждой группы, причём изменения эти существенны. Если значение большой полуоси орбиты объекта ККМ лежит внутри границ соответствующего диапазона (столбец 3), то для корректной оценки параметров эллиптической ОЗ можно применить линейную интерполяцию.

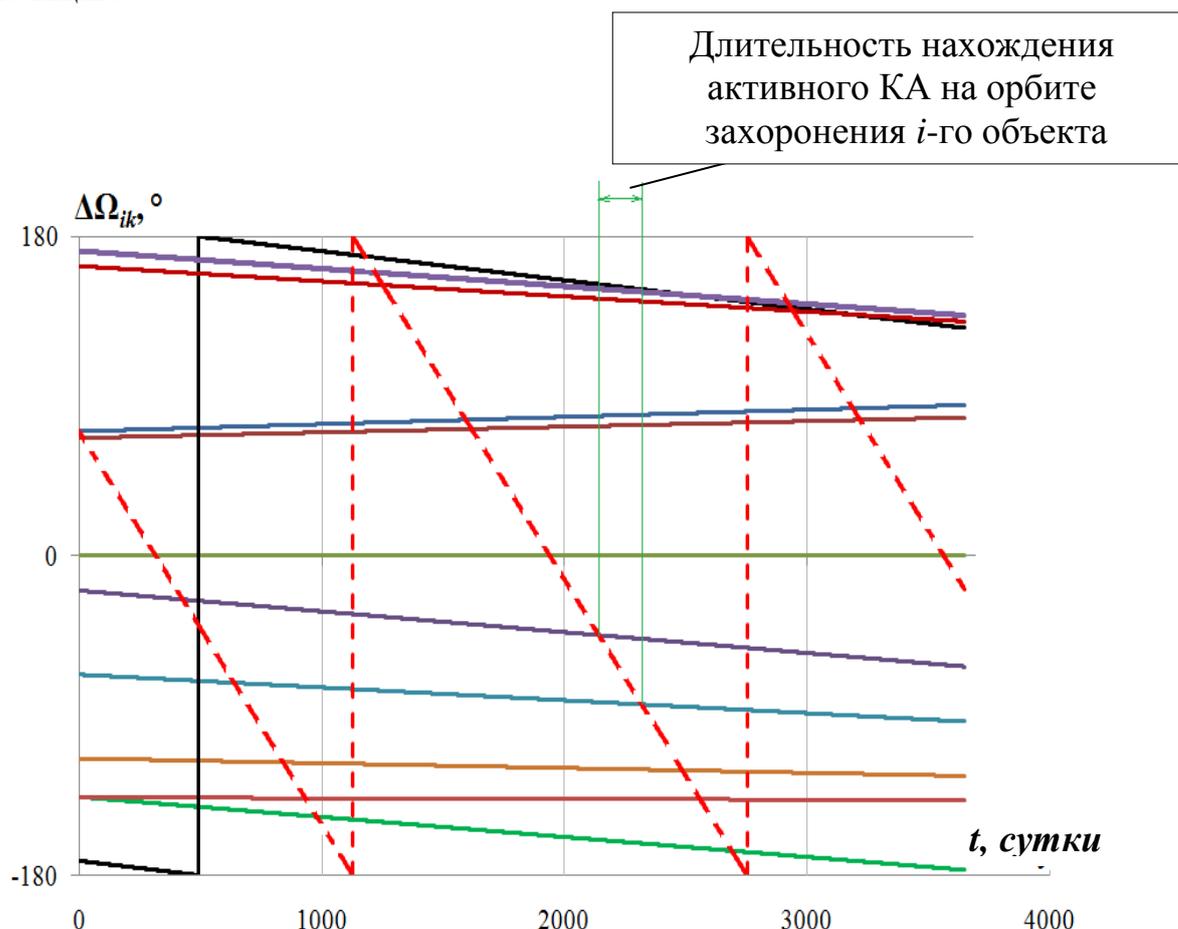


Рис. 8. Портрет эволюции отклонений ДВУ элементов группы №2 и круговой орбиты захоронения

**В разделе 4.2** рассмотрена стратегия маневрирования в группах ККМ №1-№3 по второму варианту увода. После выведения активного КА в окрестность объекта №1, происходит сближение с этим объектом и его захват. Далее импульсом  $\Delta V_1$  обеспечивается перевод сцепки "активный КА + объект ККМ" с орбиты объекта №1 на ОЗ объекта №1. Для круговой ОЗ, в отличие от эллиптической, под импульсом здесь подразумеваются два включения двигательной установки, локализованные на одном витке. После формирования ОЗ, объект №1 должен быть отделён от активного КА, который остаётся на этой орбите, ожидая, пока плоскости ОЗ и орбиты следующего объекта ККМ не совпадут по ДВУ. Затем при помощи импульса  $\Delta V_2$  осуществляется перевод

активного КА в окрестность объекта №2, далее описанные действия повторяются.

Задача расчёта манёвров облёта по второму варианту увода фактически разбивается на две независимые подзадачи. Во-первых, для каждого объекта группы могут быть определены параметры его ОЗ (относительная эволюция её плоскости показана на рис. 8 пунктирной линией), следовательно, можно рассчитать манёвры компланарного перевода объекта ККМ на эту орбиту. Во-вторых, зная, что перелёт к новому объекту ККМ осуществляется с ОЗ предыдущего объекта в момент совпадения ДВУ их орбитальных плоскостей, можно вычислить параметры манёвров возвращения за новым объектом при помощи численно-аналитического алгоритма решения задачи некомпланарной встречи средней продолжительности.

**В разделе 4.3** приведён пример расчёта манёвров облёта групп ККМ №1-№3 по второму варианту увода.

**В разделе 4.4** рассмотрена стратегия маневрирования в группах ККМ №4 и №5 по второму варианту увода. Для этих групп определение последовательности облёта объектов в группе заметно усложняется. Вводится в рассмотрение специальная матрица, которая описывает координаты точек пересечения линии  $\Delta\Omega_{ik}^{\text{ax}}(t)$  ОЗ  $i$ -го объекта с линиями  $\Delta\Omega_{ik}(t)$  орбит  $j$ -ых объектов на портрете эволюции отклонений ДВУ. Ординаты точек пересечения, исходя из физического смысла задачи, должны лежать в диапазоне  $(-\pi; +\pi]$ , что приводит к необходимости рассматривать семейство параллельных прямых, когда некоторая прямая  $\Delta\Omega_{ik}(t)$  выходит за указанный интервал.

В группах ККМ №4 и №5 заранее неизвестно, с какого объекта необходимо начинать облёт группы, чтобы добиться наименьших затрат СХС или наименьшего суммарного времени облёта. Для ответа на данный вопрос необходимо провести моделирование всех возможных вариантов, поочередно изменяя номер начального объекта. Далее для групп ККМ №4 и №5 в этом же разделе приведены примеры расчётов манёвров с использованием круговых и эллиптических орбит захоронения.

**В разделе 4.5** проведено сравнение двух вариантов увода для всех пяти групп ККМ. Основные результаты приведены в таблице 3. Во втором столбце приведено количество объектов ККМ, образующих группу. В столбцах 3 и 4 отражены соответственно затраты СХС и время, требуемые для облёта группы; первое число в каждом столбце соответствует облёту объектов по I варианту увода, а второе число – облёту по II варианту. В пятом столбце приведено количество активных КА, необходимых для облёта группы, и количество его дозаправок при размещении 6-7 отделяемых модулей (данные из европейского проекта) на борту и при предлагаемом оснащении 11-12 модулями (данные в скобках).

Таблица 3

Сравнительные характеристики I и II вариантов увода объектов ККМ

№ группы	Число объектов	СХС, м/с	Длительность облёта, сутки	Кол-во КА для первого варианта
1	2	3	4	5
1	23	2233 / 5207	3318 / 1206	1 КА+2 (1) Зап
2	11	1540 / 1834	1570 / 1718	1 КА+1 (0)
3	28	4213 / 6291	3744 / 3179	1 КА+3 (1) Зап
4	12	540	3148	1 КА+1 (0) Зап
	10	358	3522	1 КА
	30	7218	2180	1 КА+3 (2) Зап
4Σ	52	8116 / 14834	8850 / 2928	3 КА+4 (2) Зап
5	18	1891	2942	1 КА+2 (1) Зап
	12	767	3476	1 КА+1 (0) Зап
	16	4450	1723	1 КА+1 (0) Зап
5Σ	46	7108 / 11194	8141 / 7970	3 КА+4 (1) Зап
Σ	160	23210 / 39360	25623 / 17001	9 КА+14 (5) Зап

В **Заключении** сформулированы

### Основные результаты работы

В работе рассмотрены два основных варианта увода низкоорбитальных объектов ККМ. Первый вариант предполагает облёт объектов с внедрением в их сопло специальных модулей (Thruster de-orbiting kit, TDK) с автономным управлением и запасом топлива для тормозного воздействия, достаточного для перевода объекта на орбиту захоронения. Второй вариант предусматривает использование КА, маневрирующего между объектами и с помощью своей двигательной установки последовательно уводящего их на орбиту захоронения.

Из каталога космических объектов на низких околокруговых орбитах можно выделить пять компактных групп ККМ (ступени ракет-носителей и разгонные блоки), орбиты элементов которых имеют близкие наклонения.

Портрет эволюции отклонений ДВУ, построенный для конкретной группы ККМ, позволяет выбрать адекватную стратегию облёта объектов этой группы: стратегию последовательного облёта (группы №1-3) или стратегию комбинации диагонального и последовательного облёта (группы №5 и №4).

В работе предложены методики, позволяющие минимизировать и рассчитать энергетические и временные затраты, требуемые для облёта

элементов всех пяти групп ККМ. Данные методики включают в себя следующие основные элементы:

- выбор математического аппарата, позволяющего с достаточной точностью рассчитать величины импульсов скорости, необходимых для выполнения оптимального перелёта между двумя объектами ККМ.
- определение времени на перелёт между двумя объектами ККМ, представляющего собой компромисс между продолжительностью перелёта (которую требуется уменьшить) и затратами СХС (растут с уменьшением продолжительности перелёта).
- выбор направления и последовательности облётов объектов ККМ внутри группы.

Использование оптимальных схем маневрирования и компромиссной продолжительности перелета позволяют существенно уменьшить затраты СХС при последовательном облёте по I варианту увода. Применение "диагонального" решения в рамках I варианта увода позволяет уменьшить по сравнению с последовательным облётом как количество исполняемых манёвров, так и затраты СХС на облёт объектов группы. Недостатком "диагонального" решения является большая по сравнению с последовательным облётом продолжительность миссии.

Преимущество второго варианта увода заключается только в сокращённой продолжительности облёта объектов, в то время как по энергетике и по количеству дополнительных заправок топливом он заметно уступает первому варианту.

Для очистки рассмотренных пяти групп по первому варианту (уводятся 160 объектов) необходимо 9 КА-сборщиков и 14 КА-заправщиков, описанных в статье М. Castronuovo в журнале *Acta Astronautica*.

Планируемое в настоящее время в ряде зарубежных работ число отделяемых модулей на одном КА-сборщике (до 25 штук) является явно избыточным при очистке орбит от ККМ. В то же время количество модулей 6-7 штук на одном КА-сборщике или заправщике явно недостаточно. Если увеличить количество отделяемых модулей до 11-12 штук, то число КА-заправщиков, необходимых для облёта ККМ всех групп, можно уменьшить с 14 до 5.

Необходимые запасы СХС на одном КА достаточно точно определены и составляют 2300-2500 м/с.

В европейском проекте для увода 35 объектов с солнечно-синхронных орбит (5 группа ККМ) потребовалось 7 активных КА-сборщиков. Разработанная в данной работе методика позволяет увести с этих орбит 46 объектов при помощи 4 КА-сборщиков.

Для обеспечения необходимых ежегодных темпов изъятия ККМ (4-5 объектов) желательно, чтобы на низких орбитах одновременно функционировали как минимум два КА-сборщика.

Задачу очистки низких орбит от ККМ лучше решать комплексно, очищая одновременно несколько компактных групп ККМ.

## Публикации по теме диссертации в изданиях, рекомендованных ВАК

1. Баранов А.А., Гришко Д.А. Вопросы минимизации затрат суммарной характеристической скорости, необходимой для обслуживания и восполнения спутниковых систем на некомпланарных круговых орбитах // Наука и образование. 2013. №9. С. 289-312.
2. Баранов А.А., Гришко Д.А. Способы уменьшения энергетических затрат при облёте элементов спутниковой группировки // Полёт. 2014. № 8 (8). С. 39-48.
3. Baranov A.A., Grishko D.A., Mayorova V.I. The features of constellations' formation and replenishment at near circular orbits in non-central gravity fields // Acta Astronautica, Vol. 116 (2015), pp. 307–317
4. Баранов А.А., Гришко Д.А. Баллистические аспекты облёта крупногабаритного космического мусора на низких околокруговых орбитах // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2015. № 4. С. 160-171.
5. Baranov A.A., Grishko D.A. Ballistic Aspects of Large-Size Space Debris Flyby at Low Earth Near-Circular Orbits. Journal of Computer and Systems Sciences International, #4 (2015), pp. 639-650.
6. Баранов А.А., Гришко Д.А., Медведевских В.В., Лапшин В.В. Диагональное решение задачи облёта объектов крупногабаритного космического мусора на солнечно-синхронных орбитах // Космические исследования. 2016. Т.54. №3. С. 242-250.
7. Baranov A.A., Grishko D.A., Medvedevskikh V.V., Lapshin V.V. Solution of the Flyby Problem for Large Space Debris at Sun-Synchronous Orbits // Cosmic Research, Vol. 54, №3 (2016), pp. 229-236.
8. Баранов А.А., Гришко Д.А., Чернов Н.В. Облёт низкоорбитальных объектов крупногабаритного космического мусора с их последовательным уводом на орбиту захоронения // Наука и Образование. 2016. №4. С. 34-47.
9. Baranov A.A., Grishko D.A., Razoumny Y.N., Li Jun. Flyby of large-size space debris objects and their transition to the disposal orbits in LEO // Advances in Space Research, Vol. 59, 2017, pp. 3011–3022.
10. Baranov A.A., Grishko D.A., Razoumny Y.N. Large-size space debris flyby in low Earth orbits // Cosmic Research, Vol. 55, Issue 5, 2017, pp. 361-370.

*Гришко Дмитрий Александрович*

**Исследование схем облёта объектов крупногабаритного  
космического мусора на низких орбитах**

**Автореферат**

Подписано в печать 12.01.2017. Формат 60x84/16. Усл. печ. л. 0,9.  
Тираж 80 экз. Заказ А-3.

ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. 125047, Москва, Миусская пл., 4.