

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 608.2

ВЫБОР НИЗКОВЫСОТНЫХ ОРБИТ ЗАХОРОНЕНИЯ И ПЕРЕВОД НА НИХ ВЫРАБОТАВШИХ СВОЙ РЕСУРС КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.Р. Голиков¹, А.А. Баранов², А.А. Будянский¹, Н.В. Чернов¹

¹ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Российская Федерация
e-mail: golikov@keldysh.ru; budyago@yandex.ru; nikita145@yandex.ru

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
e-mail: andrey_baranov@list.ru

Рассмотрена задача перевода заканчивающего работу космического аппарата на орбиту захоронения с заданным сроком существования (25 лет). Исследованы эволюции круговых и эллиптических орбит захоронения. Такие исследования позволяют выбрать необходимую орбиту захоронения, исходя из противоречивых критериев: перевод на эллиптическую орбиту требует меньших затрат горючего, а перевод на круговую орбиту быстрее выводит космический аппарат из области активно функционирующих космических аппаратов. Приведены высокоточные алгоритмы расчета параметров орбит захоронения и параметров маневров, переводящих космические аппараты на эти орбиты. Для прогноза движения в течение длительного интервала времени используется численно-аналитический интегратор THEONA. Это позволяет на два-три порядка сократить время расчета, практически сохраняя точность численного интегрирования.

Ключевые слова: маневрирование, орбита захоронения, эволюция орбит захоронения, численно-аналитический прогноз, THEONA.

CHOICE OF THE LOW-ALTITUDE DISPOSAL ORBITS AND TRANSFER OF OBSOLETE SPACECRAFTS TO THEM

A.R. Golikov¹, A.A. Baranov², A.A. Budyansky¹, N.V. Chernov¹

¹Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russian Academy of Science, Moscow, Russian Federation
e-mail: golikov@keldysh.ru; budyago@yandex.ru; nikita145@yandex.ru

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
e-mail: andrey_baranov@list.ru

The paper discusses the problem of transferring an obsolete spacecraft to a preset long-term disposal orbit (25 years). Circular and elliptic disposal orbits evolution is studied. The findings allow choosing a required disposal orbit considering the conflicting criteria: the transfer to an elliptic orbit needs less fuel consumption, but the transfer to a circular orbit moves an obsolete spacecraft more rapidly out of the area of functioning spacecrafts. High-precision calculation algorithms for parameters of both the disposal orbits and maneuvers, which transfer a spacecraft to these orbits, are presented. The numerical and analytical THEONA integrator is

used to predict movements within a long time span. It allows reducing twice or thrice the computation time while keeping the same accuracy of the numerical integration.

Keywords: maneuvering, disposal orbit, disposal orbit evolution, numerical and analytical prediction, THEONA.

В задаче захоронения требуется перевести заканчивающие работу космические аппараты (КА) на орбиты, на которых они не могут представлять опасности для активно функционирующих КА. Для геостационарных КА — это увод заканчивающих работу КА на орбиты выше геостационарной области, а для низких орбит — перевод этих КА на орбиты, время существования на которых не превышает заданного времени $T_{\text{сущ}}$ [1, 2]. В соответствии с международной договоренностью в настоящее время принимается, что на низкой орбите захоронения спутник может находиться не более 25 лет ($T_{\text{сущ}} = 25$) [3, 4].

Общая схема решения задачи. Задача расчета параметров маневров перевода КА на низкую орбиту захоронения разбивается на две подзадачи. В одной требуется определить, какой должна быть орбита захоронения, во второй — рассчитать параметры маневров, переводящих КА на эту орбиту. Можно выделить два основных типа орбит захоронения. В первом случае с помощью одного тормозного импульса скорости, прикладываемого в апоцентре, формируется эллиптическая орбита, перицентр которой находится в плотных слоях атмосферы. Во втором случае с помощью двух тормозных импульсов скорости, прикладываемых в апоцентре и перицентре, формируется круговая орбита, полностью расположенная в плотных слоях атмосферы. В первом случае требуются меньшие затраты горючего, однако апогей орбиты захоронения остается в зоне рабочих орбит активных КА и, следовательно, КА, переведенный на эллиптическую орбиту захоронения, будет представлять опасность для активных КА, орбиты которых расположены ниже апоцентра орбиты захоронения. Таким образом, одна из рассматриваемых задач заключается в том, чтобы оценить, насколько быстро апогей эллиптической орбиты захоронения опустится из области, в которой действуют активные КА. Перевод на круговую орбиту сразу выводит КА из рабочей области функционирования активных КА. Высота этой орбиты больше высоты перицентра эллиптической орбиты захоронения.

Поскольку импульсы скорости, формирующие орбиту захоронения, достаточно велики, а точность их исполнения в конце периода существования КА падает, целесообразно делить эти импульсы на части и прикладывать их на разных витках, но на одном аргументе широты. Это позволит повысить точность формирования орбиты после маневров, а также аккуратнее рассчитывать вероятность возможного столкновения с космическим мусором в процессе формирования орбиты захоронения. Если существует опасность столкновения, то маневры понижения орбиты можно перенести на последующие витки или

исполнить ранее. Из-за больших маневров эффективность переноса времени их исполнения для уклонения от столкновения будет весьма высокой.

Модель движения КА на длительном интервале времени. При выборе орбиты захоронения приходится прогнозировать движение КА на 25 лет. Это накладывает существенные ограничения на метод прогноза. С одной стороны, необходимо обеспечить высокую точность прогноза, с другой стороны, он должен быть достаточно быстрым, чтобы уменьшить общее время решения задачи.

Весьма эффективным является прогнозирование движения КА с помощью ПК TRACE, основанного на методах численно-аналитической теории движения КА THEONA, разработанной в Институте прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН [5, 6]. С сохранением высокой точности (погрешность относительно численного интегрирования составляет порядка нескольких сантиметров за виток вдоль орбиты и меньше миллиметра в боковых направлениях), быстродействие расчетов, основанных на теории THEONA, превосходит соответствующие расчеты с численным интегрированием в 100–300 раз.

Основные принципы численно-аналитической теории THEONA кратко можно охарактеризовать следующим образом.

В качестве промежуточной орбиты берется точное решение обобщенной задачи двух неподвижных центров — эйлеровой орбиты. Эйлерова орбита уже учитывает наиболее существенные эффекты гравитационного поля, определяемые второй, третьей и, частично, четвертой зональными гармониками гравитационного потенциала. Поэтому в дифференциальных уравнениях движения используются именно эйлеровы орбитальные элементы. В качестве независимой переменной выбран аргумент широты орбиты спутника. Аргумент широты не имеет сингулярностей для околокруговых орбит. Траектория спутника разбивается на витки. Каждый виток начинается с восходящего узла и заканчивается следующим восходящим узлом. Для околоэкваториальных орбит предусмотрен другой вариант витка и несингулярных орбитальных элементов. Здесь переменная интегрирования тоже угловая, но является суммой аргумента широты и долготы восходящего узла.

Выбор эйлеровой орбиты в качестве промежуточной позволяет включить самые значительные возмущающие факторы в промежуточное движение спутника. Другие динамические эффекты учитываются с помощью численно-аналитического интегрирования дифференциальных уравнений для эйлеровых элементов орбиты.

Силовая модель, принятая в ПК прогноза движения КА с помощью численно-аналитических методов THEONA, рассматривает самые современные российские стандарты:

- модель ПЗ-90 гравитационного поля Земли; степень и порядок модели предлагаются оператору при инициализации ПК, но могут быть изменены оператором. Возможно также использование модели EGM2008 из IERS Conventions 2010 (ред. IAU2009), принятой в качестве международного стандарта;
- динамическая модель ГОСТ Р 25645.166–2004 плотности атмосферы Земли;
- гравитационное влияние Луны и Солнца;
- световое давление прямых солнечных лучей с учетом цилиндрической тени Земли;
- приливные силы.

Силовая модель THEONA практически не отличается от силовых моделей, которые используются при численном интегрировании точных уравнений движения КА.

Приливные силы рассматриваются ограниченно (модель Лява) для приливного потенциала “эластичной” фигуры Земли, учитывающего движение Луны и Солнца.

Численно-аналитический прогноз THEONA также предусматривает учет активного движения КА с маневрами (импульсными, продолжительными, с малой тягой).

Численно-аналитическое интегрирование проводится методом пошагового/повиткового суммирования возмущений орбитальных элементов, аналитически вычисляемых внутри витка. Таким образом, эта схема вычислений позволяет отслеживать изменения (долгопериодические и вековые) элементов орбиты без трудностей, которые возникают в классических методах теории общих возмущений. Метод повиткового суммирования дает возможность рассматривать изменения реальных значений физических параметров: индексов солнечной активности и геомагнитной возмущенности, малых движений (полюса, прецессии, нутации) фигуры Земли и др. Кроме того, в течение времени существования КА происходит много изменений его орбиты (маневры, столкновения, изменения ориентации КА и, следовательно, в силовой модели и т.д.). Новые параметры траектории требуют уточнения орбиты, а значит, поправок орбитальных элементов; THEONA не испытывает сложностей в этих случаях в отличие от аналитических теорий.

Для прогнозирования внутри текущего витка вычисляются короткопериодические возмущения на необходимый момент времени (или угловой переменной). Расчет всех (вековых, долгопериодических, короткопериодических) возмущений выполняется отдельно для каждого возмущающего фактора аналитическим интегрированием уравнений возмущенного движения типа Лагранжа или типа Ньютона. При

этом численно-аналитическая теория THEONA использует специальные функции, рекуррентные соотношения которых позволяют реализовать быстрый расчет. Они разработаны для эффективного функционирования всей схемы экстраполятора THEONA с учетом всех особенностей повиткового суммирования аналитических интегралов.

Кроме известных в небесной механике, предложены новые специальные функции, для которых разработана схема их рекуррентного расчета. Она позволяет реализовать быстрые вычисления без использования больших сохраняемых массивов значений.

Эволюция орбит захоронения. Далее приведены результаты, полученные численно-аналитическим методом прогноза, позволяющие оценить зависимости для параметров снижения орбиты КА при выборе его орбиты захоронения.

В первую очередь, оценивается влияние времени вывода КА на требуемую орбиту. Характер снижения орбиты зависит от распределения плотности атмосферы на текущий момент времени. Это могут быть сезонный эффект (при расположении Солнца выше или ниже эклиптики), изменения солнечной активности и геомагнитной возмущенности. Как правило, в российских и иностранных динамических моделях атмосферы Земли учитываются именно эти факторы. Поскольку индекс геомагнитной возмущенности невозможно предсказать более чем на несколько дней, его изменения не нужно использовать при долгосрочном прогнозе движения КА. В то же время индексы солнечной активности на несколько лет вперед предоставляются различными физическими центрами мира. Американский центр NOAA приводит прогнозируемые данные на каждый день текущего солнечного цикла солнечной активности, а также оценивает параметры следующего 11-летнего цикла. Скорость снижения орбиты КА также меняется в разные сезоны существования КА на орбите. В табл. 1 приведена зависимость высоты круговой орбиты захоронения (второй вариант выбора рабочей орбиты) от времени ее создания.

Здесь приведены результаты анализа создания круговой орбиты захоронения КА для двух классов орбит с различными наклонениями: 98° и $51,6^\circ$. При отсрочивании времени создания необходимая высота начальной орбиты несколько снижается (см. строки 1–7 и 8–14 табл. 1). Это объясняется тем, что в 2013–2015 гг. средний индекс солнечной активности растет (в первой половине 11-летнего солнечного цикла), и “ранний” КА проходит плотную атмосферу в течение более длительного интервала. В то же время наблюдается и сезонный эффект: скорость изменения в осенний/весенний период замедляется (см. строки 2, 3 и 4, 5).

На рис. 1 приведен график описанной зависимости высоты рабочей орбиты КА с различными наклонениями от даты выведения. Высота

Номер	Наклонение	S , bal	Год	Сезон	Дата	Высота, км
1	98°	0,03	2013	лето	22.06.2013	687,029
2				осень	22.09.2013	685,351
3				зима	21.12.2013	685,512
4			2014	весна	21.03.2014	683,213
5				лето	22.06.2014	683,164
6				зима	21.12.2014	680,951
7			2015	лето	22.06.2015	679,167
8	51,6°	0,03	2013	лето	22.06.2013	671,341
9				осень	22.09.2013	670,871
10				зима	21.12.2013	669,772
11			2014	весна	21.03.2014	668,803
12				лето	22.06.2014	667,963
13				зима	21.12.2014	666,175
14			2015	лето	22.06.2015	664,737

предполагает время существования 25 лет. Баллистический коэффициент КА равен 0,03.

В табл. 2 приведены результаты расчетов высоты круговых орбит захоронения (второй вариант выбора начальной орбиты) с различными баллистическими коэффициентами: $S(\text{bal}) = 0,18; 0,03; 0,005$.

Разность высот требуемых орбит значительна: 162...75 км между КА с высокими и малыми баллистическими коэффициентами. В пред-

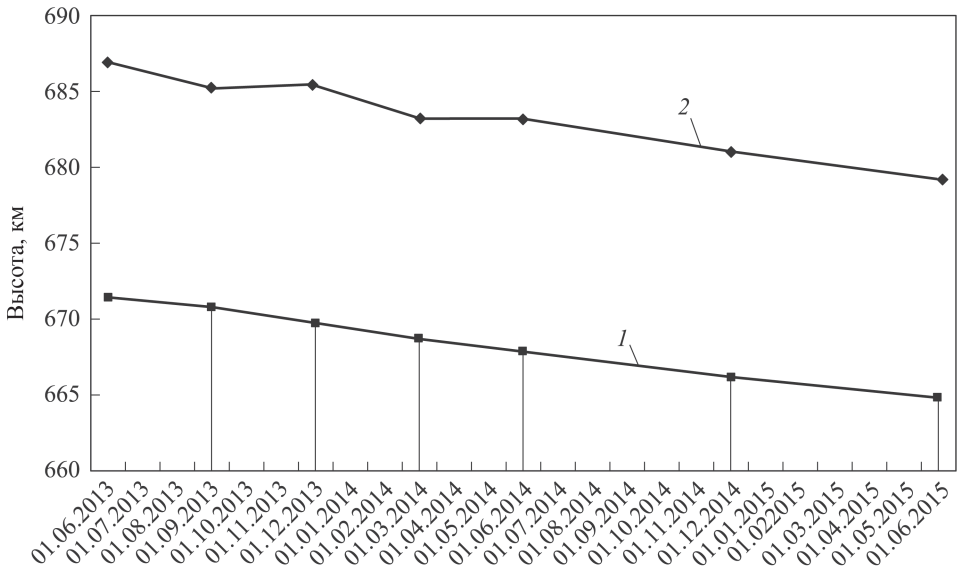


Рис. 1. Зависимость высоты рабочей орбиты КА с различными наклонениями от даты выведения:

1 — наклонение 51,6°; 2 — наклонение 98°

Таблица 2

Номер	Наклонение	$S, \text{ bal}$	Год	Сезон	Дата	Высота, км
1	98°	0,18	2013	Лето	22.06.2013	816,886
2	98°	0,03	2013	Лето	22.06.2013	687,029
3	98°	0,005	2013	Лето	22.06.2013	541,172
4	$51,6^\circ$	0,18	2013	Лето	22.06.2013	802,061
5	$51,6^\circ$	0,03	2013	Лето	22.06.2013	671,341
6	$51,6^\circ$	0,005	2013	Лето	22.06.2013	540,094

ложенном тесте выбраны значения баллистического коэффициента, отображающие его диапазон для почти всех используемых КА.

Кроме круговой возможен и другой вариант выбора орбиты захоронения КА — эллиптическая, эксцентрическая орбита с заданной высотой апогея. Для определения параметров этой орбиты осуществляется поиск минимальной высоты начальной орбиты КА при фиксированном сроке существования КА. При таком варианте выбора требуемая минимальная высота орбиты должна быть ниже, чем во втором варианте с круговой орбитой, и уменьшаться при увеличении задаваемой высоты апогея.

В табл. 3 приведены результаты вычисления высоты, необходимой для 25-летнего времени существования спутника с различными баллистическими коэффициентами и при различных задаваемых высотах апогея орбиты. Начальная дата вывода КА на орбиту — 22 июня 2013 года.

Таблица 3

Начальная орбита		Начальное наклонение	Нижняя высота, км, при значениях $S, \text{ bal}$		
			0,03	0,18	0,005
Околокруговая		98°	687,031	816,886	541,172
		$51,6^\circ$	671,341	802,061	540,094
Верхняя высота, км	800	98°	658,728	—	537,531
		$51,6^\circ$	625,571	—	532,219
	1100	98°	616,639	774,837	519,231
		$51,6^\circ$	614,228	769,414	517,300
	1500	98°	580,110	—	504,115
		$51,6^\circ$	579,868	743,301	503,301

Как можно заметить, увеличение высоты апогея начальной орбиты приводит к уменьшению высоты перигея орбиты захоронения. Понижение минимальной высоты орбиты захоронения позволяет быстрее

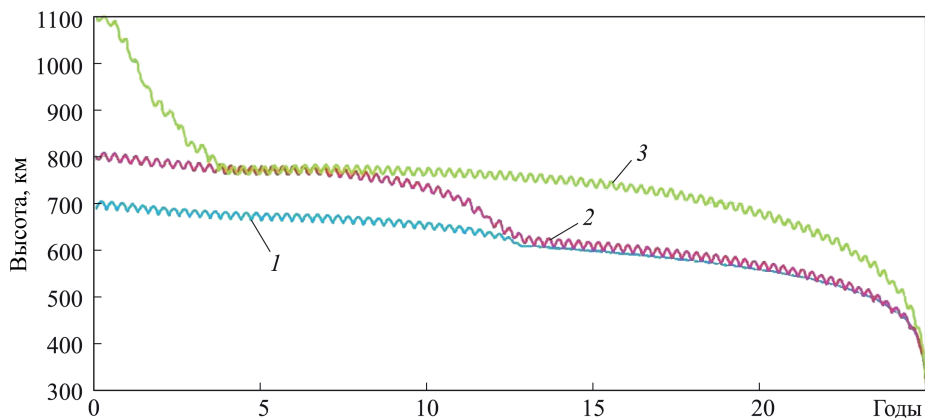


Рис. 2. Падение высоты в течение 25 лет при наклонении 98° для разных верхних высот:

1 — околокруговая орбита; 2 — высота 800 км; 3 — высота 1100 км

опустить высоту апогея орбиты в плотные слои атмосферы. Таким образом, орбита захоронения уходит из зоны рабочих орбит за довольно короткий срок, что позволяет уменьшить опасность для активных КА, орбиты которых находятся ниже апоцентра орбиты захоронения. В дальнейшем снижение орбиты подобно вариантам с более низкими начальными значениями заданной высоты апогея. Далее, на рис. 2, приведен график сравнения подобных снижений орбит для варианта начальной круговой орбиты, а также эллиптических орбит с заданной высотой апогея 800 и 1100 км. Показана эволюция максимальных высот рассматриваемых орбит.

Стремительное снижение высокой орбиты с начальной высотой апогея 1100 км за первые 4 года дает возможность утверждать, что вариант орбит захоронения с высоким эксцентриситетом может быть интересным с точки зрения уменьшения затрат горючего на проведение маневров для вывода КА на необходимую орбиту.

Для анализа конкретной схемы выбора орбиты захоронения КА и выведения КА на эту орбиту необходимы расчеты с помощью быстродействующего программного комплекса. Это требуется и для оценки времени снижения и выхода максимальной высоты орбиты КА из зоны рабочих орбит активных КА в реальном проекте.

На приведенном далее графике (рис. 3) показан характер снижения орбиты КА в течение 25 лет для эллиптической орбиты захоронения. Здесь, кроме средней высоты, приведены максимальная и минимальная высоты орбиты КА. У эллиптической орбиты эксцентриситет уменьшается и, следовательно, снижение высоты в плотных слоях атмосферы становится похожим на эволюцию круговой орбиты.

Алгоритм расчета параметров орбиты с прогнозируемым временем баллистического существования. Итерационная процедура

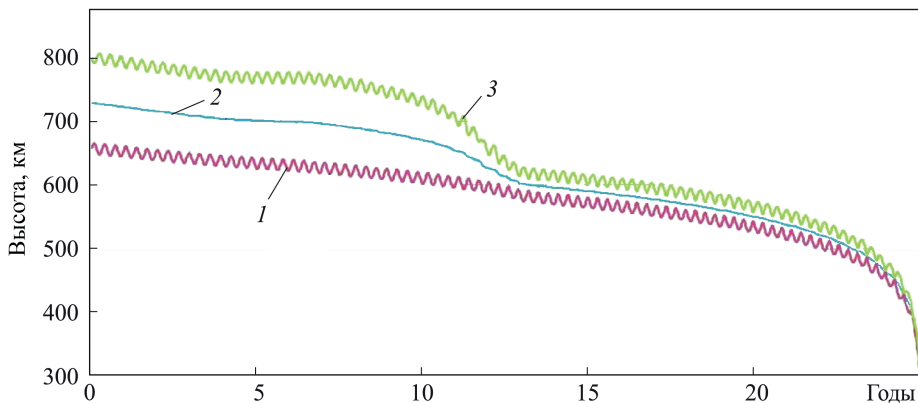


Рис. 3. Падение высоты в течение 25 лет при наклонении 98° (начальная верхняя высота 800 км):

1 — высота в перигее; 2 — средняя высота; 3 — высота в апогее

поиска орбиты захоронения КА для точно (менее одного часа) заданного интервала времени существования использует экстраполятор TRACE, основанный на численно-аналитической теории THEONA. Входные данные итерационной процедуры следующие:

- параметры начальной орбиты КА (большая полуось a , эксцентриситет e , наклонение i , аргумент перигея ω , долгота восходящего узла Ω , начальный момент времени t_0 и аргумент широты u_0) и характеристики самого КА (масса, баллистический коэффициент и коэффициент отражения солнечных лучей — светового давления);

- продолжительность интервала времени захоронения T_L ; КА должен войти в плотные слои атмосферы (с последующим падением) в заданный момент времени с допустимой точностью;

- режим выбора орбиты захоронения: круговая или эллиптическая с фиксированным апогеем. В обоих вариантах сохраняется плоскость орбиты (наклонение и долгота восходящего узла) на начальный момент времени.

Для эллиптической орбиты захоронения фиксируется также точка апогея и высота (геоцентрическое расстояние) апогея. Начальный момент времени сохраняется. Таким образом, решается граничное уравнение

$$Ah_0 = h_{\min},$$

где h_{\min} — высота входа КА в плотные слои атмосферы Земли; $h_0 = h_\pi(t_0)$ — высота перигея орбиты захоронения в начальный момент времени t_0 ; A — оператор, зависящий от времени T_L существования КА на орбите и фиксированных параметров Q искомой орбиты захоронения.

При поиске круговой орбиты захоронения фиксированным параметром орбиты является $Q = \{i_0, \Omega_0\}$ (в начальный момент времени t_0), при поиске эллиптической орбиты захоронения — $Q = \{h_\alpha, \omega_0, i_0, \Omega_0\}$

(в начальный момент времени t_0), где h_α — высота апогея орбиты. В обоих вариантах удобно вместо переменной $h_0 = h(t_0)$ использовать $a_0 = a(t_0)$. С учетом близкой к экспоненциальной зависимости плотности $\rho(h) = \exp\left(-\frac{h-h_0}{H}\right) \rho(h_0)$ атмосферы от высоты h над поверхностью Земли эффективнее рассматривать уравнение с другим оператором и логарифмической переменной $\ln(h_0 - h_H)$ или $\ln(a_0 - a_H)$.

На каждой итерации осуществляется прогноз движения спутника вплоть до попадания КА в плотные слои нижней атмосферы с падением на поверхность Земли (событие 1) или в течение заданного интервала времени (событие 2). Если эти два события совпадают (с допустимой точностью), то считается, что итерационная процедура завершена и найдены искомые начальные параметры орбиты захоронения КА.

Алгоритм и методики итерационной процедуры поиска орбиты захоронения можно описать следующим образом:

- проверка — какой вариант события итерационной процедуры существует для начальной орбиты КА;
- уменьшение (или увеличение, в зависимости от предыдущего события) начальной большой полуоси $a_0 = a(t_0)$ орбиты КА с большим шагом вплоть до изменения варианта события;
- при большом интервале между значениями предыдущего $a_0^{(n-1)}$ и текущего шагов $a_0^{(n)}$ реализуется метод золотого сечения (оптимизация метода дихотомии) для получения нового $a_0^{(n+1)}$;
- при малых интервалах между $a_0^{(n-1)}$ и $a_0^{(n)}$ используются метод секущих или метод хорд, в зависимости от некоторых характеристик алгоритма. Если на текущем шаге происходит событие 1, то дополнительно реализуется расчет направления секущей с учетом возмущений большой полуоси от атмосферного торможения, вычисляемых на начальных витках прогноза. Это дополнительно ускоряет сходимость итерационного процесса;
- итерации повторяются до полной сходимости, т.е. до свершения обоих событий в рамках допустимой точности. Осуществляется контроль сходимости итерационного процесса с возможностью изменения его методов, описанных ранее.

В качестве пояснения — граничное уравнение с оператором A можно представить в виде функции при событии 1: $t(Q, h_{\min}, h_0) = T_L$ или при событии 2: $h(Q, T_L, h_0) = h_{\min}$.

Результаты (выходные данные) алгоритма итерационной процедуры следующие. 1. Высота $h_0 = h_\pi(t_0)$ перигея орбиты захоронения в начальный момент времени t_0 . Для круговой орбиты высота перигея совпадает с постоянной высотой $h_0 = h(t_0)$ орбиты.

2. Число витков, проводимых на орбите захоронения до “падения” может быть использовано для подготовки информации и анализа результатов (в частности, в графиках или таблицах).

Алгоритм расчета параметров маневров перелета на орбиту с прогнозируемым временем баллистического существования. Используя полученные ранее значения радиуса круговой орбиты захоронения r_f и перицентра эллиптической орбиты захоронения $r_{\pi f}$, можно рассчитать затраты суммарной характеристической скорости, необходимой для формирования соответствующей орбиты захоронения.

Изменение большой полуоси эллиптической орбиты в результате маневра рассчитывается по формуле

$$\Delta a = \frac{2a^2 V}{\mu} \Delta V_T,$$

где ΔV_T — тангенциальная составляющая импульса скорости; V — скорость в той точке орбиты, где прикладывается импульс скорости. Из этой формулы следует, что для оптимального изменения большой полуоси орбиты импульс скорости необходимо ориентировать по касательной к орбите, а максимальное изменение произойдет, если импульс прикладывать в перицентре орбиты, где скорость КА наибольшая.

До начала основного расчета предварительно вычисляется скорость в апогее начальной орбиты, а также сами значения апогея и перигея:

$$V_\alpha = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 - e);$$

$$r_\alpha = a (1 + e);$$

$$r_\pi = a (1 - e).$$

При формировании эллиптической орбиты захоронения используется один тормозной импульс скорости, прикладываемый в апогее исходной орбиты. Значение импульса скорости находится по формуле

$$\Delta V_t = \frac{(r_{\pi f} - r_\pi) \mu}{4a^2 V_\alpha}.$$

Для второго типа решения при формировании круговой орбиты захоронения используются два тормозных импульса скорости. Первый из импульсов прикладывается в апогее исходной орбиты, а второй — в перигее орбиты, полученной после приложения первого импульса скорости. Значение первого импульса скорости, прикладываемого в апогее, находится по формуле

$$\Delta V_{t1} = \frac{(r_f - r_\pi) \mu}{4a^2 V_\alpha}.$$

Затем вычисляются большая полуось a_n , фокальный параметр p_n и эксцентриситет e_n сформированной первым импульсом орбиты и скорость в ее перигее $V_{\pi n}$:

$$a_n = \frac{1}{2} (r_\alpha + r_f);$$

$$e_n = \frac{r_\alpha - r_f}{r_\alpha + r_f};$$

$$p_n = a_n (1 - e_n^2);$$

$$V_{\pi n} = \sqrt{\frac{\mu}{p_n}} (1 + e_n).$$

Значение второго импульса скорости, прикладываемого в перигее орбиты, полученной после приложения первого импульса скорости, находится по формуле

$$\Delta V_{t2} = \frac{(r_f - r_\alpha) \mu}{4a_n^2 V_{\pi n}}.$$

Если начальная орбита круговая, то при выборе момента схода с орбиты можно учитывать дополнительные условия, например, выбирать такой момент изменения орбиты, чтобы уменьшить вероятность столкновения с космическим мусором.

Пример перевода КА на орбиту с прогнозируемым временем баллистического существования. В табл. 4 приведены элементы начальной орбиты КА, а в табл. 5 — тяга (P) его двигательной установки, масса (m) КА, удельный импульс (I), время существования орбиты захоронения (dT), шаг выдачи элементов орбиты (dN), точности формирования орбиты захоронения ($\text{eps}R$) и времени существования орбиты захоронения ($\text{eps}T$)

Таблица 4

H_{\min}	H_{\max}	ω	u	I	Ω	N	Дата	Time	S , bal
707,7	750,3	0	72	98	50	1	20130101	043000,15	0,0045

Таблица 5

P , Н	M , кг	I , с	dT , день	dN	mode	$\text{eps}R$, км	$\text{eps}T$, дни
3000	7000	0,023	9131	3000	2	0,001	1

В табл. 6 приведена информация о трансверсальном тормозном маневре, переводящем КА на эллиптическую орбиту: дата и время начала маневра, его значение, номер витка, на котором выполняется маневр, аргумент широты его начала и конца.

$DATA_{bg}$	$TIME_{bg}$	dV , м/с	REV_{bg}	U_{bg}	U_{fin}
20130101	045822,8	71,55	2	174,95	185,05

В табл. 7 приведена информация о двух трансверсальных тормозных маневрах, переводящих КА на круговую орбиту захоронения.

Таблица 7

N_{man}	$DATA_{bg}$	$TIME_{bg}$	dV , м/с	REV_{bg}	U_{bg}	U_{fin}
1	20130101	045850,4	47,90	2	176,62	183,38
2	20130101	054643,3	59,19	2	355,74	364,26

Далее приведены графики изменения высоты перигея (рис. 4) и апогея (рис. 5) двух рассчитанных орбит захоронения в зависимости от времени полета КА.

Закключение. Рассмотрена задача расчета параметров маневров перевода КА на орбиту захоронения с заданным сроком существования. Проанализированы эволюции орбит захоронения различных типов. Показаны преимущества и недостатки перевода КА на эллиптическую и круговую орбиты захоронения. Выполненные исследования позволяют для конкретного проекта выбрать необходимый тип орбиты захоронения и момент перевода КА на эту орбиту. Приведены высокоточные алгоритмы расчета параметров орбиты захоронения и параметров маневров, переводящих КА на эту орбиту. В приведенных алгоритмах используется численно-аналитический интегратор THEONA, позволяющий прогнозировать движение КА на длительные

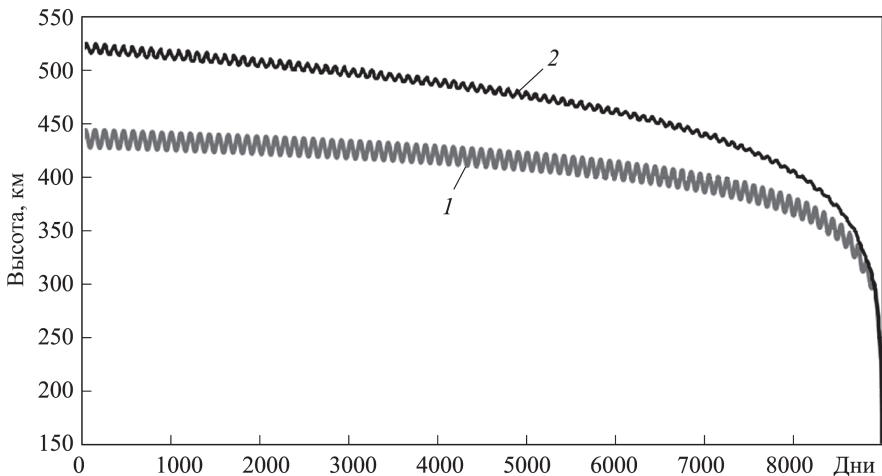


Рис. 4. Изменение высоты перигея:

1 — эллиптическая; 2 — круговая

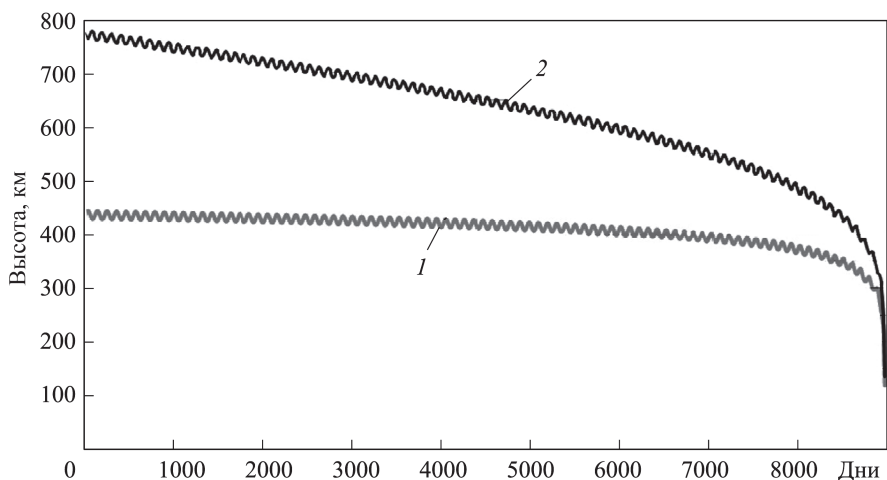


Рис. 5. Изменение высоты перигея (1) и апогея (2) эллиптической орбиты

промежутки времени. Использование этого интегратора позволяет сократить время расчета на 2-3 порядка практически без потери точности расчета. Приведен пример перевода КА на орбиту с прогнозируемым временем баллистического существования, показывающий высокую точность предлагаемой методики.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-08206А).

ЛИТЕРАТУРА

1. Афанасьева Т.И., Гритчина Т.А., Коложа Ю.Ф. Оценка возможных орбит увода для очищения области космического пространства на высотах 900–1500 км // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1. С. 94–105.
2. Усовик И.В. Анализ характеристик потока космического мусора на низких околоземных орбитах с использованием уточненной модели // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 3 (76). С. 97–102.
3. Булыгин Ю.Л., Созонова И.Л. Анализ выполнения требований межагентского координационного комитета по предупреждению образования космического мусора // Вестник Сиб. гос. аэрокосмического ун-та им. акад. М.Ф. Решетнева. 2013. № 6. С. 100–106.
4. Прохоренко В.И. Проблема выбора высокоапогейных орбит искусственных спутников Земли с учетом времени баллистического существования // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1. С. 30–41.
5. Голиков А.Р. Численно-аналитическая теория движения искусственных спутников небесных тел / Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР. 1990. № 70. 26 с.
6. Голиков А.Р. Численно-аналитическая теория THEONA движения искусственных спутников небесных тел // Космические исследования. 2012. Т. 50. № 6. С. 480–489.

REFERENCES

- [1] Afanas'eva T.I., Gritchina T.A., Kolyuka Yu.F. Evaluation of Possible Disposal Orbits to Clean up the Space Area at Altitudes of 900–1500 km. *Kosm. i raketostr.* [Cosmonautics and rocketry], 2014, no. 1, pp. 94–105 (in Russ.).

- [2] Usovik I.V. Analysis of the Space Debris Flow Characteristics in Low-Earth Orbits Using the Refined Model. *Kosm. i raketostr.* [Cosmonautics and rocketry], 2014, no. 3 (76), pp. 97–102 (in Russ.).
- [3] Bulynin Yu.L., Sozonova I.L. Analysis of the Requirements of the Inter-Agency Coordinating Committee on Space Debris Mitigation. *Vestn. Sibirskogo Gos. Aerokosmicheskogo Univ. im. ak. M.F. Reshetneva* [Bull. Reshetnev Siberian State Aerospace Univ.], 2013, no. 6, pp. 100–106 (in Russ.).
- [4] Prokhorenko V.I. The Problem of Selecting High-Apogee Orbit of Satellites in View of the in-Orbit Life *Kosm. i raketostr.* [Cosmonautics and rocketry], 2014, no. 1, pp. 30–41 (in Russ.).
- [5] Golikov A.R. Chislenno-analiticheskaya teoriya dvizheniya iskusstvennykh sputnikov nebesnykh tel [Numerical and Analytical Theory of the Motion of Celestial Body Artificial Satellites]. Moscow, Preprint no. 70, IPM im. M.V. Keldysha Publ., 1990. 26 p.
- [6] Golikov A.R. Numerical and Analytical Theory THEONA of the Motion of Celestial Body Artificial Satellites. *Kosmicheskie issledovaniya* [Cosmic Research], 2012, vol. 50, no. 6, pp. 480–489 (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 02.12.2014

Голиков Алексей Роальдович — канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Автор более 30 научных работ в области динамики космического полета.

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

Golikov A.R. — Ph.D. (Phys.-Math.), Senior Research Fellow, Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences, author of over 30 research publications in the field of dynamics of space flight.

Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Science, Miusskaya ploschad 4, Moscow, 125047 Russian Federation.

Баранов Андрей Анатольевич — канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 50 научных работ в области динамики космического полета.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

Baranov A.A. — Ph.D. (Phys.-Math.), Associate Professor of Physics and Mathematics, Department of Dynamics and Control of Rocket and Spacecraft Flights, Bauman Moscow State Technical University, author of over 50 research publications in the field of dynamics of space flight.

Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Будянский Алексей Андреевич — аспирант ИПМ им. М.В. Келдыша РАН по специальности “Теоретическая механика”.

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

Budyansky A.A. — Ph.D. student, Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences, specializes in the field of theoretical mechanics.

Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Science, Miusskaya ploschad 4, Moscow, 125047 Russian Federation.

Чернов Никита Владимирович — аспирант ИПМ им. М.В. Келдыша РАН по специальности “Теоретическая механика”.

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

Chernov N.V. — Ph.D. student, Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Science, specializes in the field of theoretical mechanics.

Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Science, Miusskaya ploschad 4, Moscow, 125047 Russian Federation.

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

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. Сер. Машиностроение. 2015. № 4. С. 4–19.

Please cite this article in English as:

Golikov A.R., Baranov A.A., Budyansky A.A., Chernov N.V. Choice of the low-altitude disposal orbits and transfer of obsolete spacecrafts to them. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2015, no. 4, pp. 4–19.