
УДК 004.942

И. А. Пилькевич, канд. техн. наук
Ин-т проблем моделирования в энергетике
им. Г. Е. Пухова НАН Украины
(Украина, 03164, Киев, ул. Генерала Наумова, 15,
тел.: (044) 2415686, E-mail: office@ euzt.in.ua)

Исследование загрязнения околоземного пространства методами математического моделирования

Рассмотрена проблема загрязнения околоземного космического пространства при запусках ракет-носителей. Разработаны методика моделирования мелких осколков космического мусора и требования к математической модели динамики развития облака осколков космического мусора, а также проведена оценка ее адекватности.

Розглянуто проблему засміченості навколоземного космічного простору при запусках ракет-носіїв. Розроблено методику моделювання дрібних уламків космічного сміття та вимоги до математичної моделі динаміки розвитку хмари уламків космічного сміття, а також проведено оцінку її адекватності.

К л ю ч е в ы е с л о в а: экология космического пространства, космический мусор, математическая модель загрязнения околоземного пространства.

Известно, что Украина совместно с Россией, США, Францией, Великобританией, Японией, Китаем и Индией входит в клуб космических государств мира, которые продолжают наращивать темпы космической деятельности. Достижения в исследовании и эксплуатации космоса являются одним из важнейших показателей уровня развития страны.

В связи с развитием космической деятельности появилось новое понятие — космический мусор, которое объединяет спутники, исчерпавшие свои энергетические ресурсы, верхние ступени ракет-носителей, различные детали, сопутствующие запуску, и многое другое, что уже никогда не принесет пользы человечеству, но может остаться практически навечно в околоземном пространстве.

В настоящее время актуальность проблемы загрязнения околоземного космоса признана многими международными организациями, в том числе Международным астрономическим союзом. На протяжении последних лет эта проблема в приоритетном порядке обсуждается на ежегодных

сессиях Комитета ООН по мирному использованию космического пространства и его подкомитетов — научно-техническом и юридическом [1, 2].

Математическое моделирование характеристик и параметров движения осколков космического мусора. В настоящее время для уменьшения засоренности космоса работы ведутся в следующих направлениях [3, 4]:

1) разработка новых конструкций ракетносителей и искусственных спутников Земли (ИСЗ), а также использование топлива, «свободного от частиц» (окись алюминия);

2) активное «очищение» космоса в результате удаления или уничтожения осколков космического мусора.

Удаление осколков является основной задачей, однако связанная с ней работа — дорогостоящая и трудная. Для удаления с орбиты мелких осколков космического мусора разработаны два метода:

1) пассивный — создание большого пенного шара, поглощающего кинетическую энергию осколков, теряющего высоту и входящего в плотные слои;

2) активный — облучение осколков пучками направленной энергии с помощью специального устройства, в результате чего теряется скорость.

В настоящее время для примерного представления об объектах загрязнения космического пространства разрабатывают математические модели его засоренности, которые описывают распределение осколков в пространстве объекта, их движение и физические характеристики (размер, массу, плотность и др.) Разрабатываемые модели делятся на два класса: краткосрочные (период до 10 лет) и долгосрочные (до 100 лет). Эти модели учитывают увеличение числа орбитальных объектов в результате запусков, маневрирования (засоренность, связанная с включением ракетных двигателей твердого топлива), разрушения (взрывы и столкновения) и других факторов. Целью долгосрочного моделирования является составление прогнозирования числа объектов как функции времени.

Единственная доступная для пользователей модель осколков космического мусора — это модель, разработанная НАСА [5]. В ней учтены следующие особенности:

1) вид источника осколков космического мусора (прямая связь с темпом запуска космического аппарата);

2) факторы неустойчивости (ограниченность средств наблюдения, немоделированные источники и непредсказуемость солнечной активности);

3) соударения различных осколков на гиперскорости.

Ограниченность объема натурной информации, полученной по осколкам космического мусора, затрудняет оценку достоверности получаемых результатов при моделировании численными методами на ЭВМ. Заведомо

аномальные результаты, не будучи отвергнутыми, могут привести к заблуждению (составители и отладчики сложных моделирующих программ сталкиваются с такими ситуациями во всех областях, и тем чаще, чем сложнее моделируемая система). Поэтому при оценке достоверности получаемых теоретических результатов особое значение имеет их согласованность с ранее известными фактами и закономерностями, что оказывается возможным лишь в случае простоты анализируемого результата. В связи с этим для адаптивирования модели распределения осколков космического мусора на Земле моделировали соударение с помощью гиперскоростной пушки (ствол 200 м), а затем проводили анализ влияния столкновения и изучали компоненты соударения [4]. В результате экспериментов получены следующие данные:

1) при взрыве большой силы объекта массой $m = 100$ кг он разбивается взрывом на 10^5 осколков диаметром 1 см или $10^8 - d \leq 10$ см;

2) в результате столкновения на гиперзвуковых скоростях объект массой $m = 100$ кг разбивается на 10^4 осколков диаметром с $d \approx 1$ см или $10^6 - d \leq 0,1$ см;

3) при взрывах небольшой силы аналогичный объект разбивается взрывом на 10^3 осколков обоих размеров.

Это единственная информация, полученная в результате экспериментов на Земле. Для получения информации о пространственном распределении осколков в околоземном пространстве, образовавшихся в результате взрыва или столкновения объектов на гиперскорости, целесообразно использовать простую и доступную широкому кругу пользователей модель объемно-распределенного объекта.

Таким образом, в условиях ограниченного объема экспериментальных данных и ограниченной возможности их получить при исследовании сложных физических объектов, в частности, распределения осколков космического мусора, а может быть, и единственным гарантом достоверности может стать физическая интерпретируемость результатов.

Математическая модель облака мелких осколков космического мусора. Под облаком осколков космического мусора будем понимать большую систему дискретных элементов (осколков), организованных в объемно-распределенный объект.

Объемно-распределенный объект — это групповой излучатель, размеры которого превышают размеры разрешаемого объема радиолокационной станции.

Для использования описанных выше методов удаления осколков космического мусора с орбит достаточно иметь информацию о размере облака космического мусора и о плотности его элементов, т. е. о пространственно-скоростном распределении элементов (осколков) в облаке.

Как известно [6], пространственно-скоростное распределение элементов в объемно-распределенном объекте описывается двумя параметрами: плотностью элементов $n(t, x, y, z)$ и скоростью их разлета $\mathbf{V}(t, x, y, z)$. Заданные поля $n(t, \mathbf{r})$, $\mathbf{V}(t, \mathbf{r})$, $\mathbf{r} = \{x, y, z\}$ (поле скоростей $\mathbf{V}(t, \mathbf{r})$ и поле плотностей $n(t, \mathbf{r})$) полностью описывают геометрию и механику развития объемно-распределенного объекта.

Будем считать, что все осколки в момент формирования облака находились в одной точке (место взрыва или столкновения). В результате радиолокационно-оптического наблюдения за каталогизированными объектами получена информация о времени взрыва (столкновения) и максимальной скорости разлета осколков, которая зависит от мощности взрыва или скорости столкновения.

Для использования модели объемно-распределенного объекта при моделировании динамики развития облака осколков космического мусора зададим распределение осколков по скоростям разлета в каждом угловом направлении. Получить эту информацию с достаточной точностью невозможно вследствие неоднозначности исходных данных (о материале объекта, мощности взрыва, предварительной деформации корпуса объекта и др.). Поэтому при моделировании процесса формирования облака плотность распределения осколков по скоростям следует задавать равномерной (наиболее часто используемая модель). Поскольку при этом моделируемый процесс может отличаться от реального, в модели необходимо предусмотреть ее адаптацию к сложившейся ситуации. Адаптацию модели целесообразно проводить по результатам периодических радиолокационно-оптических наблюдений за реальным облаком, используя алгоритм минимизации метрического расстояния [7].

Проведем количественную оценку адекватности гидродинамической модели объемно-распределенного объекта в космосе, а также численных методов, использованных при ее математическом описании.

Ошибка модели обусловлена искажением моделируемых характеристик реального физического объекта в результате неучета некоторых его свойств, априори полагаемых несущественными. Свойства, неучитываемые в данной модели объемно-распределенного объекта (облака мелких осколков космического мусора) в виде сплошной среды, следующие:

- дискретный характер объекта;
- неэллиптичность траекторий в объекте.

Эти свойства в строгом смысле не соответствуют модели сплошной среды, описываемой гидродинамическими уравнениями. Пренебрежение дискретностью позволяет использовать удобный и сильный математический аппарат дифференциального и интегрального исчисления. Способ

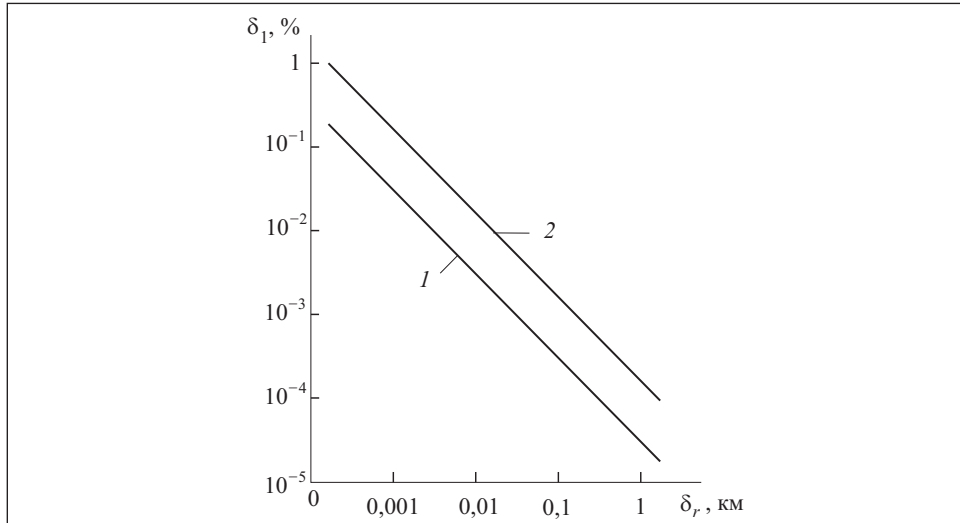


Рис. 1. Зависимость относительной погрешности, обусловленной непрерывностью модели, от разрешающей способности РЛС по дальности для двух возможных плотностей осколков: 1 — $n = 10^{-3} \text{ м}^{-3}$; 2 — $n = 10^{-4} \text{ м}^{-3}$

«непрерывной идеализации» широко используется в различных областях физики на основании того, что в рассматриваемых объемах находится большое количество молекул (элементов), образующих моделируемую сплошную среду. Подобно этому и в данном случае оправдана «непрерывная» или «сплошная» модель объемно-распределенного объекта, поскольку в разрешаемом объеме радиолокационной станции (РЛС) находится достаточно большое число осколков. Количественная характеристика этой достаточности поддается довольно простой оценке.

Число осколков в фиксированном объеме N (импульсном объеме РЛС) принадлежит ряду натуральных чисел. Если предположить, что заданная в пространстве плотность элементов $n(x, y, z)$ имеет непрерывное распределение, то реальное число осколков в объеме \mathfrak{V} может отличаться от $n\mathfrak{V}$ не больше, чем на единицу (неточность оценки плотности n не учитываем). Поэтому относительную погрешность, обусловленную непрерывностью модели при оценке числа осколков в разрешаемом объеме \mathfrak{V} , определим по формуле

$$\delta_1 = \frac{N - n\mathfrak{V}}{N} 100 = \frac{1}{N} 100 \approx \frac{1}{n\mathfrak{V}} 100\%. \quad (1)$$

На рис. 1 представлены зависимости погрешности δ_1 от разрешающей способности по дальности для РЛС с разрешением по угловым координатам $\delta_\varphi = 1$ град и наклонной дальности $D = 2000$ км.

Используемые в гидродинамической модели уравнения поля скоростей (ПС) объемно-распределенного объекта и уравнения связи ПС и поля плотностей являются дифференциальными. Поэтому поле плотности $n(t, x, y, z)$ и поле скорости $\mathbf{V}(t, x, y, z)$ должны быть непрерывными. Непрерывность первого постулируется вместе со «всюдуопределенностью», поскольку, определяя плотность $n(t, x, y, z)$ там, где ее на самом деле нет, можно определить ее как угодно, в том числе и дифференцируемой всюду.

Всюдуопределенность поля \mathbf{V} следует из всюдуопределенности n . Непрерывность поля \mathbf{V} означает невозможность бесконечно близкого «соседства» траекторий с различными касательными \mathbf{V} . Возможность такого соседства практически исключена, поэтому постулированная непрерывность поля \mathbf{V} физически всегда оправдана.

Неэллиптичность траекторий в реальном облаке обусловлена рядом возмущающих факторов, неучитываемых в кеплеровой постановке задачи движения материальной точки в центральном потенциальном силовом поле с величиной потенциала, обратно пропорциональной квадрату расстояния от центра. Исследования возмущающих факторов на траектории в облаке дипольных отражателей проводились американскими специалистами в 60-х годах прошлого века с проверкой результатов исследований в натурном эксперименте [8]. При этом были подробно изучены пять основных факторов, влияющих на орбитальные параметры:

- экваториальный горб;
- лунная и солнечная гравитации;
- остаточная атмосфера Земли;
- давление солнечного излучения;
- зарядное торможение.

В результате исследований установлено [8], что аддитивное воздействие всех возмущающих составляющих несущественно, поэтому траектории отдельных диполей представляют собой кеплеровы орбиты с медленно меняющимися орбитальными параметрами. Оценка скорости изменения аргумента перигея $\dot{\omega}$ и прямого восхождения восходящего узла $\dot{\Omega}$ проводится по оценочным формулам [9]:

$$\dot{\omega} \approx 5 \frac{5 \cos^2 i - 1}{a_0^{7/2} (1 - \varepsilon^2)^2} \text{ (град/сутки);} \quad (2)$$

$$\dot{\Omega} \approx -5 \frac{2 \cos i}{a_0^{7/2} (1 - \varepsilon^2)^2} \text{ (град/сутки),} \quad (3)$$

где a_0 — параметр, зависящий от высоты апогея $h_{\text{ап}}$ и радиуса Земли R_3 (рис. 2).

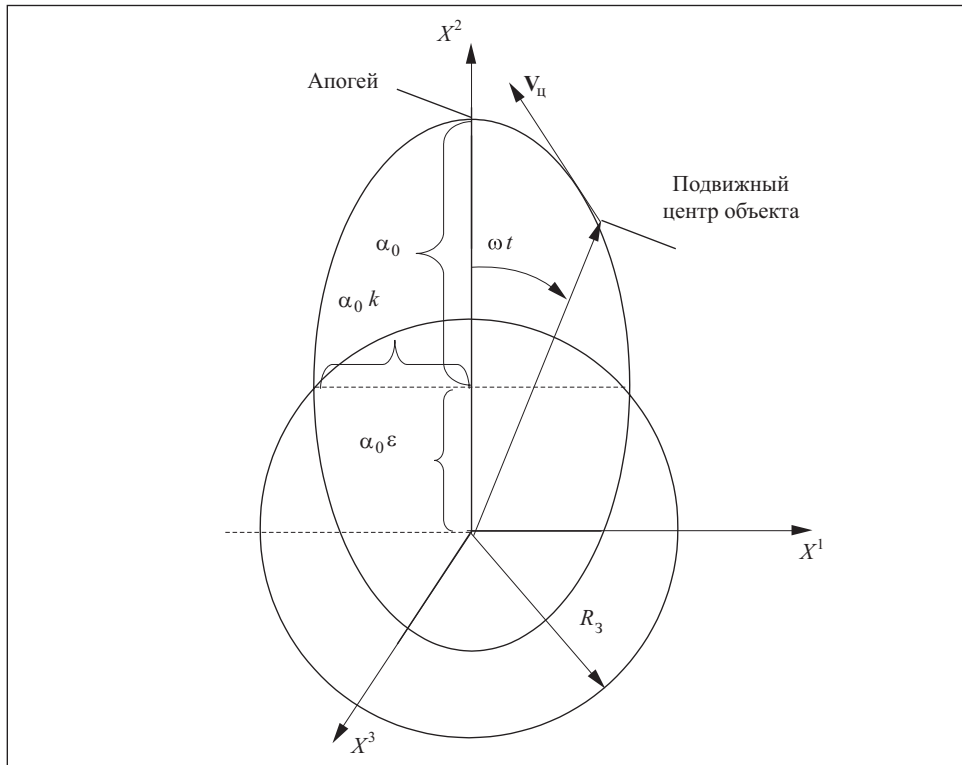


Рис. 2. Основные параметры орбиты космического объекта

Для оценки верхней границы «дрейфа» параметров орбит ω и Ω за интересующий интервал времени значения косинусов в формулах (2), (3) положим максимальными и выразим эксцентриситет ε через коэффициент эллиптичности K . Следует заметить, что дрейф параметра перигея ω в два раза больше, чем прямого восхождения восходящего узла Ω , поэтому оценку дрейфа орбитальных параметров по верхней границе следует проводить по параметру перигея (2). Максимальный дрейф за время Δt вычисляется по формуле

$$\Delta\omega(\text{град}) \approx 1,39 \cdot 10^{-2} K^{-4} \left(\frac{h_{\text{ап}} + R_3}{1 + \sqrt{1 - K^2}} \right)^{-7/2} \Delta t (\text{мин}).$$

В частности, при $K = 0,894$ и $h_{\text{ап}} = 1300$ км за время $\Delta t = 30$ мин изменение орбитальных параметров не выйдет за пределы $\Delta\omega = 6,0247 \cdot 10^{-14}$. За это же время радиус-вектор осколка с началом в центре эллипса, описывающего

траекторию, при его скорости $V = 6$ км/с в апогее на высоте $h_{\text{ап}} = 1300$ км развернется на угол

$$\varphi = \frac{1 + \sqrt{1 - K^2}}{h_{\text{ап}} + R_3} V \Delta t = 3,397 \cdot 10^{-2}.$$

Поэтому «угловое» искажение траектории осколка за счет влияния экваториального горба не превзойдет величины

$$\delta_2 = \frac{\Delta \omega}{\varphi} 100 \% = 1,7735 \cdot 10^{-10} \%$$

В результате расчетов установлено, что влияние лунной и солнечной гравитаций на три порядка меньше, чем влияние экваториального горба [8]. По оценкам американских специалистов влияние остаточной атмосферы начинает ощутимо проявляться на высоте 90—110 км. Поэтому на больших высотах при расчете траекторий отдельных диполей с отношением площади продольного сечения к массе $A/m = 80$ см²/г остаточную атмосферу можно не учитывать. Давление солнечного излучения вблизи Земли $P = 4,65$ дин/см² [9]. Ускорение, сообщаемое этой силой осколку, равно PA/m , а относительное искажение кеплеровой траектории под действием давления солнечного излучения можно определить как отношение этого ускорения к ускорению свободного падения в апогее (где оно минимально):

$$\delta_3 = \frac{A}{M} \frac{P}{g_{\text{ап}}} 100 \%$$

Так, для $h_{\text{ап}} = 1300$ км получим [10] $g_{\text{ап}} = g_0 \frac{R_3^2}{(R_3 + h_{\text{ап}})^2} \approx 6,765$ м/с², $\delta_3 = 5,5 \cdot 10^{-1} \%$, т. е. силы солнечного давления в 200 раз слабее сил земной гравитации, в основном определяющих траекторию.

Теоретическое исследование влияния зарядного торможения на параметры орбиты затруднено существенными неопределенностями в исходных данных. Однако экспериментальные исследования, проводимые по проекту West Ford показали, что зарядное торможение орбитального движения диполей было незначительным [8].

Следует заметить, что аналогичные оценки влияния на точность моделирования несферичности Земли, давления солнечного излучения и прочих факторов проводились и советскими специалистами.

Ошибка метода. Ошибкой метода численного моделирования будем считать погрешность, обусловленную линеаризацией траекторий в преде-

лах пространства, ограниченного объектом. Эта линейризация состоит в использовании в качестве геодезической системы координат более простых, но обладающих свойствами геодезических в ограниченной области пространства вокруг начала координат, помещенного в центре объекта. Если траектории в объекте считать кеплеровыми, то в полной мере, т. е. всюду, геодезической является эллипсоидальная система координат. Подвижные системы координат — декартову (ПДСК) и линейную (ПЛСК) — можно назвать локально геодезическими вблизи начала координат. Качество аппроксимации геодезической системы координат координатными системами ПДСК и ПЛСК будем оценивать по максимальному отклонению траектории от прямой в пределах объекта, отнесенному к протяженности объекта в направлении этой траектории. Поскольку эллиптические траектории плоские, ограничимся при их описании двумя координатами: x_1, x_2 .

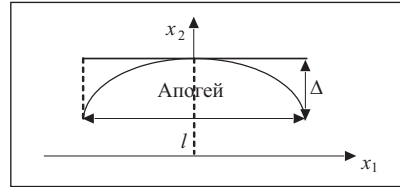


Рис. 3. Реальная траектория космического объекта и ее линейризация

Пусть траектория описывается уравнениями

$$x_1 = x_1(t); \quad x_2 = x_2(t). \quad (4)$$

Уравнения касательной к траектории в точке t имеют вид

$$x_1 = \dot{x}_1(t)\tau + x_1(t); \quad x_2 = \dot{x}_2(t)\tau + x_2(t), \quad (5)$$

где точка $\dot{}$ означает дифференцирование по параметру t .

На расстоянии по параметру τ от точки t кривая траектории (4) разойдется с касательной (5) на величину (рис. 3)

$$\Delta = \sqrt{[x_1(t+\tau) - \dot{x}_1(t)\tau - x_1(t)]^2 + [x_2(t+\tau) - \dot{x}_2(t)\tau - x_2(t)]^2}.$$

Относительное отклонение, характеризующее погрешность вследствие линейризации, оцениваем величиной

$$\delta_4 = \frac{\Delta}{l} 100\%, \quad (6)$$

где l — протяженность объекта.

Для приближенной оценки погрешности (6) представим траекторию (4) степенным рядом в окрестности точки $\tau = t$ и ограничимся тремя членами разложения, поскольку основной вклад в кривизну при небольшом удалении от начала координат вносит вторая производная. В результате получим

$$\Delta = \frac{1}{2} \sqrt{\ddot{x}_1^2(t) + \ddot{x}_2^2(t)} \tau. \quad (7)$$

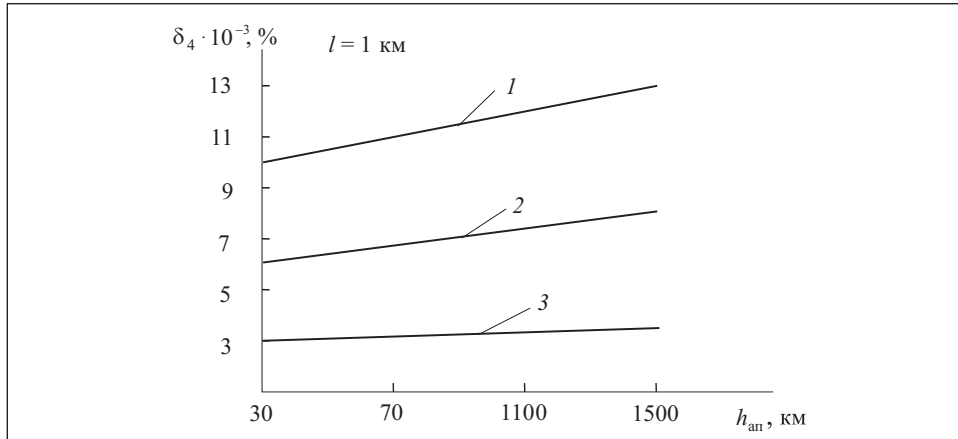


Рис. 4. Зависимость погрешности линейризации от высоты апогея при различной дальности между точками пересечения орбитой поверхности Земли: 1— $D = 4500$ км; 2— $D = 6000$ км; 3— $D = 10\,000$ км

Свяжем длину l (см. рис. 3) с параметром τ :

$$l = 2\sqrt{\dot{x}_1^2(t) + \dot{x}_2^2(t)} \tau.$$

После подстановки $\tau(l)$ в (7) получаем

$$\delta_4 = \frac{1\sqrt{\ddot{x}_1^2(t) + \ddot{x}_2^2(t)}}{4\sqrt{\dot{x}_1^2(t) + \dot{x}_2^2(t)}} l 100\%.$$

Воспользовавшись заданной траекторией и полагая, что $t=0$ как точка с максимальной кривизной траектории, получим окончательную оценку:

$$\delta_4 = \frac{l}{4a_0K^2} 100\% = \frac{1 + \sqrt{1 - K^2}}{4(h_{\text{ап}} + R_3)K^2} l 100\%.$$

Результаты расчета «нелинейности» траекторий δ_4 , приходящейся на 1 км протяженности объекта, в зависимости от высоты апогея $h_{\text{ап}}$ и дальности до поверхности Земли между точками пересечения орбитой центра объекта земной сферы представлены на рис. 4.

Поскольку нелинейность δ_4 зависит от l пропорционально, для определения относительной нелинейности δ_4 при произвольной протяженности объекта расчетные данные, приведенные на рис. 4, следует умножить на протяженность в километрах. Так, для $l = 150$ км при дальности между точками пересечения орбитой поверхности Земли $D = 4500$ км и $h_{\text{ап}} = 1400$ км (что значительно превышает $h_{\text{ап}}$ для оптимальной траектории и, следовательно,

обусловливает значительно более высокую нелинейность траекторий) нелинейность составляет $\delta_4 \approx 1,95\%$.

Решения гидродинамических уравнений, описывающих пространственно-скоростное распределение элементов в объекте вне атмосферы, были получены в предположении однородности гравитационного поля Земли в пределах объема, занимаемого объектом. В связи с этим практический интерес представляет оценка правомерности такого предположения.

Предположение сводится к гипотезе о том, что в пределах всего объекта ускорение свободного падения равно ускорению в центре объекта. Неоднородность поля гравитации проявляется при удалении от центра Земли, причем на удалении $l/2$ от центра объекта в сторону от центра Земли ускорение g изменяется в меньшей степени, чем при удалении от центра объекта на это же расстояние по направлению к центру Земли. Поэтому относительную неоднородность поля Земли можно оценить так:

$$\delta_5 = \frac{g(l) - g_{\text{ц}}}{g_{\text{ц}}} 100\%, \quad (8)$$

где $g_{\text{ц}}$ — ускорение свободного падения в центре объекта,

$$g_{\text{ц}} = g_0 \frac{R_3^2}{(R_3 + h_{\text{ц}})^2};$$

$h_{\text{ц}}$ — высота центра объекта над поверхностью Земли; $g(l)$ — ускорение на максимальном удалении в объекте по направлению к центру Земли,

$$g(l) = g_0 \frac{R_3^2}{(R_3 + h_{\text{ц}} - l/2)^2};$$

$g_0 = 9,80665 \text{ м/с}^2$ — среднее ускорение свободного падения у поверхности Земли [10].

Результаты расчетов относительной неоднородности представлены на рис. 5. Зависимости $\delta_5(l)$ при $h_{\text{ц}} = \text{const}$ в выбранном масштабе и диапазоне изменения аргумента (протяженности объекта по высоте l) выглядят линейными. Действительно, для небольших значений l после разложения $g(l)$ в окрестности $l=0$ оценка (8) принимает вид

$$\delta_5 \approx \frac{l}{R_3 + h_{\text{ц}}}, \quad (9)$$

чем и объясняется линейный вид графиков на рис. 5 при малых значениях l по сравнению с $R_3 + h_{\text{ц}}$. Это также позволяет быстро оценить относительную неоднородность гравитационного поля на заданной высоте $h_{\text{ц}}$ в пре-

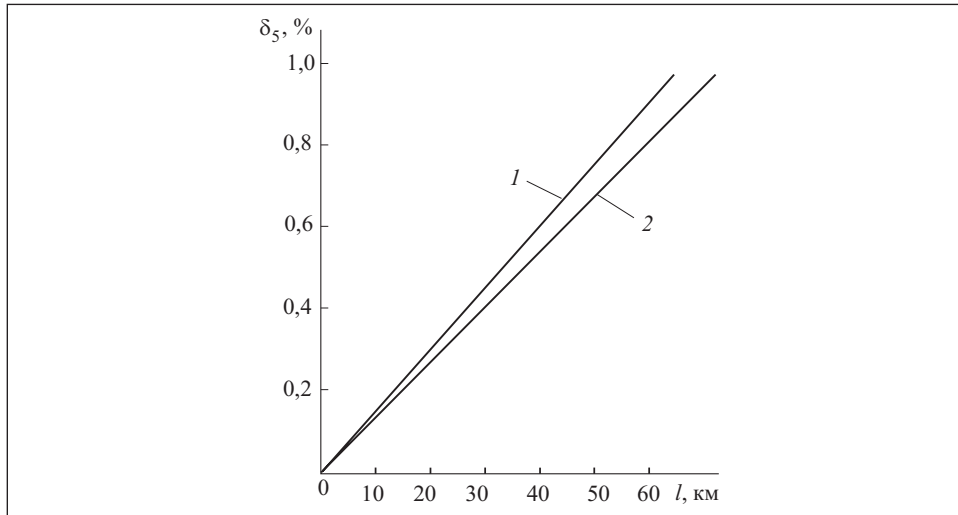


Рис. 5. Зависимость относительной погрешности вследствие неоднородности гравитационного поля Земли от размеров объекта при различной высоте цели: 1 — $h_{ц} = 300$ км; 2 — $h_{ц} = 1100$ км

делах $\pm 1/2$, не прибегая к сложным расчетам. Согласно расчетам в объекте с размером по высоте в пределах 60—70 км неоднородность гравитации будет составлять доли процента и превышать один процент на высотах, не представляющих большого интереса (300 км и более). Однако следует заметить, что предположение об однородности поля тяготения в пределах объекта не принципиальное, и неоднородность может быть при желании легко учтена при решении уравнений без их существенных усложнений.

Выводы и практические рекомендации. 1. В настоящее время вокруг Земли скопилось свыше 110 тыс. предметов космического мусора размером более 1 см в диаметре и 40 млн предметов, размер которых превышает 1 мм. Наблюдаемые осколки составляют лишь очень небольшую часть общего числа частиц, находящихся в околоземном пространстве. Столкновение любого фрагмента размером более 1 см с действующим спутником опасно для последнего из-за большой кинетической энергии осколка ($V \approx 7 \div 8$ км/с) и может стать причиной прекращения его функциональной деятельности. Для оценки реального риска столкновения действующих спутников с фрагментами космического мусора необходимо учитывать и некаталогизированные объекты, что подразумевает знание их пространственного распределения. Для получения такой информации в настоящее время существует единственный путь — моделирование некаталогизированных популяций.

2. Основным источником некаталогизированных объектов являются разрушения космических аппаратов и ракет-носителей вследствие взрывов или высокоскоростных столкновений. Результаты исследований, проведенных в Институте астрономии РАН и НАСА, показывают, что более 40 % космического мусора, находящегося на низких околоземных орбитах, — это осколки, образовавшиеся в результате взрывов последних (вторых или третьих) ступеней ракет и спутников на орбитах.

3. Актуальным направлением исследования загрязнения околоземного пространства является изучение общих закономерностей процесса миграции осколков космического мусора с целью их выявления и каталогизации, а также проведение наблюдений представительных выборок осколков искусственного происхождения, особенно осколков взорвавшихся объектов. При моделировании некаталогизированных популяций космического мусора целесообразно использовать наглядную и простую в эксплуатации математическую модель объемно-распределенного объекта, адаптация которой осуществляется с помощью алгоритма, основанного на минимизации метрического расстояния между модельными параметрами и параметрами, полученными в результате периодических радиолокационно-оптических наблюдений.

4. Математическая модель пространственно-скоростного распределения объемно-распределенного объекта в виде решений механических уравнений сплошной среды в специальных криволинейных координатах обладает относительной адекватностью по отношению к реальному объекту вне атмосферы. Суммарная погрешность описания предлагаемой модели механики движения осколков мусора в околоземном космическом пространстве и их количества в импульсном объеме РЛС не превосходит 1,5 %.

A problem of near space contamination is considered by rocket carrier launching. The technique of simulating fine fragments of space debris is developed. The demands to mathematical model of the cloud of space debris fragment formation dynamics are formulated. The estimate of its sufficiency is also made.

1. Микиша А. М., Рыклова Л. В., Смирнов М. А. Загрязнение космоса // Вест. РАН. — 2001. — 71, № 1. — С. 26—31.
2. Дасаева А. Международное космическое право. Основные положения. — М. : МГИМО МИД РФ, 1994. — <http://www.bank-referatov.ru>. — 13 с.
3. Гринберг Э. И. Загрязнение космоса и космические полеты // Природа. — 1998. — № 8. — С. 12—17.
4. Космический мусор техногенного происхождения: Тезис-обзор. — М. : Прогноз-парк, 1992—2001. — 13 с.
5. Andrew J. Petro, Joseph P. Loftus. Future space transportation requirements for the management of orbital debris//IAF, Intern. Astronautical Congress 40-th. Malaga, Spain, Oct. 7—13, 1989. IAF Paper 89—244. — 4 p.

6. Пилькевич И. А. Математическое моделирование загрязнения околоземного пространства // Проблемы управления и информатики. — 2006. — № 5. — С. 138—147.
7. Пилькевич И. А. Адаптированное моделирование облаков искусственного происхождения в космосе // Электрон. моделирование. — 2006. — 28, № 2. — С. 103—111.
8. Шапиро, Джонс, Перкинс. Орбитальные свойства пояса диполей проекта West Ford // Тр. Ин-та инж. по электротехнике и радиоэлектронике. — 1964. — № 5. — С. 495—547.
9. Lowenhar H. ABM radars: myth vs reality // Space: Aeronautics. — 1969. — Vol. 52. — № 6. — P. 56—64.
10. Кухлинг Х. Справочник по физике: Пер. с нем. — М. : Мир, 1982. — 520 с.

Поступила 20.04.06;
после доработки 09.01.07

ПИЛЬКЕВИЧ Игорь Анатольевич, канд. техн. наук, доцент Житомирского филиала частного ВУЗ «Европейский университет», докторант Ин-та проблем моделирования в энергетике им. Г.Е. Пухова НАН Украины. В 1982 г. окончил Житомирское высшее военное училище. Область научных исследований — математическое моделирование сложных систем.