

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ДИНАМИКИ РАЗРЕЖЕННОГО ГАЗА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОТОКОВ ТЕХНОГЕННЫХ ЧАСТИЦ В ВЕРХНЕЙ АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ НА ПОВЕРХНОСТЬ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Обозначены проблемные вопросы и показаны пути построения новых численных алгоритмов по определению потоков „космического мусора“ (КМ) на поверхность космических аппаратов (КА) на базе методов молекулярной газовой динамики. Проведено сравнение результатов расчета потоков КМ на поверхность различных тел и показаны относительные погрешности их определения для существующих моделей КМ и параметров орбит КА. Приведены оценки стойкости корпусов КА к воздействию частиц КМ и определены критические толщины мишеней в зависимости от размеров частиц и их скоростей.

Визначено проблемні питання й показано шляхи створення нових чисельних алгоритмів по визначенню потоків "космічного сміття" (КС) на поверхню космічних апаратів (КА) на базі методів молекулярної газової динаміки. Проведено порівняння результатів розрахунку потоків КС на поверхню різноманітних тіл й показано відносні похибки їх визначення для наявних моделей КС і параметрів орбіт КА. Приведено оцінки стійкості корпусів КА до дії часток КС і визначено критичні товщини мішеней в залежності від розміру часток і їх швидкостей.

Problems are identified and ways of building new numerical algorithms for determination of space debris flows(SD) on a surface of space vehicles (SV) are presented considering methods of the molecular gas dynamics. The results of calculations of SD flows on a surface of various bodies are compared and relative errors of their definition for the SD existing models and the SV orbit parameters are reported. The SV body resistance to SD particles are evaluated and critical targets thickness are defined depending on particle sizes and their velocities.

Краткий генезис проблемы

В последнее время опасным глобальным проявлением влияния ракетно-космической техники на состояние космической среды является накопление на околоземных орбитах тел различного искусственного происхождения – “космического мусора” (КМ) (space debris), общая масса которого оценивается специалистами приблизительно в 5000 тонн. Сюда относятся фрагменты ракет-носителей, космических аппаратов (КА) с истекшим сроком активного существования, осколки от взрывов на орбите, элементы крепежа типа гаек, болтов и т.д. Размеры в поперечнике этих фрагментов колеблются от микрометров до метров. Частицы КМ стали помехой астрономическим наблюдениям, системам астронавигации. Наибольшую угрозу частицы КМ представляют для КА при столкновении с ними. Действующие КА могут получить повреждения вплоть до их полного разрушения. Особенно опасны эти столкновения для пилотируемых КА. О серьезности проблемы говорят такие инциденты на орбите, как повреждение лобового стекла одного из американских аппаратов “Space Shuttle” чешуйкой краски, объявление аварийного предупреждения с временной остановкой работ на международной космической станции (МКС), столкновение 12 февраля 2009 на высоте 1700 км американского действующего спутника “Iridium-33” и уже не функционирующего российского спутника “Космос-2251” (эксплуатировался с 1993 по 1995 гг.) с последовавшим взрывом, а также целый ряд других инцидентов. Поэтому вопросы, связанные с прогнозированием вероятности сохранения КА своих функциональных возможностей и безопасности в среде с частицами КМ разных размеров, в настоящее время приобрели особую актуальность. Задачи определения значений этой вероятности расчетным путем и выбора средств защиты на основании вероятностных данных являются одними из определяющих при разработке новых систем КА и прогнозировании работы систем, находящихся в эксплуатации.

Решение возникших задач возможно только при наличии информации о распределении частиц КМ в околоземном пространстве и их физических параметрах. Такая информация заложена в различных моделях КМ. В отличие от моделей атмосферы, применяемых в аэродинамических расчетах, модели КМ основаны на статистическом описании всего множества частиц как сплошной среды [1]. Движение КА на околоземной орбите представляется как движение в “облаке” частиц КМ. По этому принципу построены методики для решения задач о взаимодействии поверхности КА с потоками частиц КМ. В настоящее время наибольшую известность приобрели такие модели КМ, как европейская MASTER, модель NASA ORDEM2000, российская модель SDPA-E, разработанная А. И. Назаренко [2]. На базе модели SDPA-E выпущен ГОСТ-25645.167.2005 “Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве” [3].

Характеристики современных моделей распределения потоков космического мусора

Модель ORDEM2000

Любая модель КМ должна давать достаточно точную оценку орбитального КМ в зависимости от высоты, широты и размера частиц. Модель ORDEM2000 соответствует этим критериям. Эта модель представляет собой полуэмпирическую инженерную модель, разработанную Космическим центром им. Джонсона NASA. Она основана на обширных данных дистанционных наблюдений и наблюдений в космосе и в настоящее время применяется при решении вопросов разработки и эксплуатации КА “Space Shuttle” Соединенных Штатов Америки и МКС. Модель описывает орбитальную окружающую среду в области высот от 200 до 2000 км над поверхностью Земли. В базу данных ORDEM2000 входит большой набор наблюдаемых данных. Она охватывает диапазон фрагментов КМ от 10 мкм до 1 м. Компьютерная версия ORDEM2000 приспособлена для работы с Windows - 95/98/2000. Доступна также диалоговая версия UNIX.

Все множество фрагментов космического мусора представлено в виде совокупности элементов шести градаций по размерам: “>10 мкм”, “>100 мкм”, “>1 мм”, “>1 см”, “>10 см”, “>1 м”.

Заданная траектория полета КА разбивается на отдельные сегменты. Характеристики потоков космического мусора вычисляются в граничных точках сегмента для каждой градации отдельно. Предоставляется возможность получать осредненные данные для полного витка заданной траектории полета КА.

Модель SDPA

Математические модели техногенного загрязнения окружающего космического пространства (ОКП) реализованы в виде двух типов компьютерных программ [1 – 3].

Первый тип реализует полуаналитическую стохастическую математическую модель для среднесрочного и долгосрочного прогнозирования техногенных космических объектов (КО) размером более 1 мм, построения пространственных распределений концентрации и характеристик скорости и оценки риска столкновений. Эта модель названа SDPA (Space Debris Prediction and Analysis). Последняя версия модели состоит из 10 отдельных модулей. Рассматриваются суммарные данные о КО различных размеров

(без “привязки” их к конкретным источникам загрязнения). Текущее состояние загрязнения ОКП характеризуется:

- зависимостью концентрации КО от высоты и широты точки орбиты;
- статистическими распределениями величины и направления скорости частиц в инерциальной системе координат.

Эти характеристики построены на базе комплексного использования доступной измерительной информации и различных априорных данных. Хотя упомянутые 10 модулей являются автономными, их последовательное применение позволяет рассчитать характеристики потока КО разных размеров на любое заданное время (при прогнозе на 10 – 20 и более лет). Связь между модулями осуществляется с помощью входных и выходных файлов. Пользователь задает интервал прогноза, элементы орбиты КА, координаты точки и т. д. Все программы первого типа выполнены на языке Паскаль.

Второй тип программ, предназначенный для решения ряда частных задач и реализованный в среде Windows, характерен применением интерактивного режима и современного пользовательского сервиса. В настоящее время в эту группу входят две программы:

- инженерная компьютерная модель для анализа и прогнозирования характеристик космического мусора (SDPA-E);
- компьютерная модель для определения характеристик потока космического мусора относительно КА (SDPA-F).

Инженерная модель предназначена для быстрого, удобного и визуального представления характеристик КМ. Эти характеристики определяют для частиц размером более 1 мм в областях низких (высоты до 2000 км) и геостационарных (интервал высот 35700 ± 400 км) орбит. В упомянутых областях сконцентрирована большая часть космического мусора. Основные исходные данные инженерной модели имеют форму таблиц. Они подготовлены на основе большого количества расчетов с применением группы программ, упомянутых выше. Для конкретных исходных данных пользователя инженерная модель выполняет интерполяцию табличных данных, подготовленных разработчиком. Интерполяция подготовленных разработчиком табличных данных является характерной чертой инженерной модели. Следствием такого подхода является ограничение области возможных значений исходных данных пользователя. В частности, модель неприменима для эллиптических орбит КА и моментов времени после 2025 г. По сравнению с моделью SDPA-E ГОСТ имеет несколько ограниченный диапазон данных и рассчитан только на орбиты российских КА. В настоящей работе выбрана модель ORDEM2000 (демонстрационный вариант), приведенная на официальной WEB-странице Internet [4]. Проведены также отдельные тестовые расчеты по другим моделям КМ и сделан их сравнительный анализ.

Данные о параметрах КМ, содержащиеся в разных моделях, часто заметно отличаются. Это обстоятельство связано с тем, что разработчики моделей зачастую работали с информацией, к которой доступ ограничен, а также с информацией, получаемой из разных источников наблюдений и отличающейся по качеству и объему. Например, на рис. 1 представлены зависимости пространственной плотности (концентрации) КМ от высоты орбиты КА,

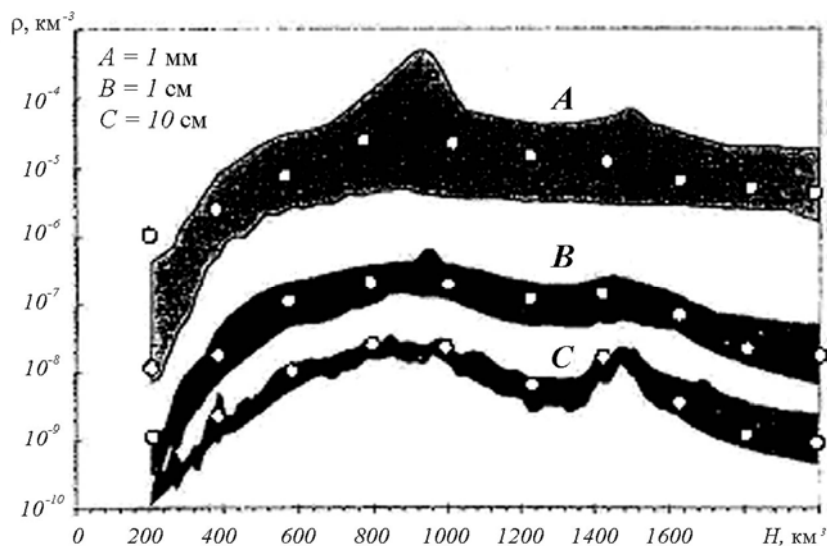


Рис. 1

полученные с использованием моделей ORDEM2000, MASTER и SDPA. Здесь кружочками обозначены параметры, вычисленные авторами с использованием программы ORDEM2000. Заштрихованная область отображает граничные значения, полученные с применением программ MASTER и SDPA [2]. Из всех определяющих параметров задачи наиболее существенным является распределение направлений потока частиц мусора, подлетающих к КА. Это распределение имеет сложный характер и зависит как от географической широты и долготы, так и от высоты над уровнем Земли. В [3] приведены таблицы и графики, иллюстрирующие распределение направлений потока в зависимости от наклона орбиты. На рис. 2 приведены распределения направлений потока, осредненные по 100 точкам орбиты, для орбит с наклоном $i = 51,6^\circ$, высотой: а – $H = 450$ км и б – $H = 1400$ км. Во всех расчетах, выполненных по модели ORDEM2000, использовались осредненные по точкам орбиты распределения потока КМ по направлениям подлета. Имеется ряд методических разработок и программ, позволяющих проводить расчеты по определению вероятностных характеристик столкновения КА с частицами КМ при его движении в “облаке” КМ. Эти методики в основном базируются на методе Монте-Карло, требующем значительных ресурсных затрат для достижения необходимой точности. Такие задачи пригодны для специальных расчетов с высокой точностью. Однако это точность математическая, а не физическая, так как результат определяется точностью характеристик применяемой модели КМ. Для оперативных расчетов на этапе выбора характеристик эти методики малоприменимы. Необходимо отметить, что, учитывая большой разброс модельных характеристик и их влияние на конечный результат, простота методики играет не последнюю роль. Более простой способ расчета вероятностных характеристик предложен в работах А. И. Назаренко (см., например, [1]). При этом не учитывается взаимное экранирование элементов конструкции КА.

В настоящей работе задачу определения потоков частиц КМ на поверхность КА сложной формы предлагается решать с использованием модифицированного методического, алгоритмического и программного обеспечения,

разработанного в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Национального космического агентства Украины для решения задач аэродинамики разреженных газов, которое на протяжении многих

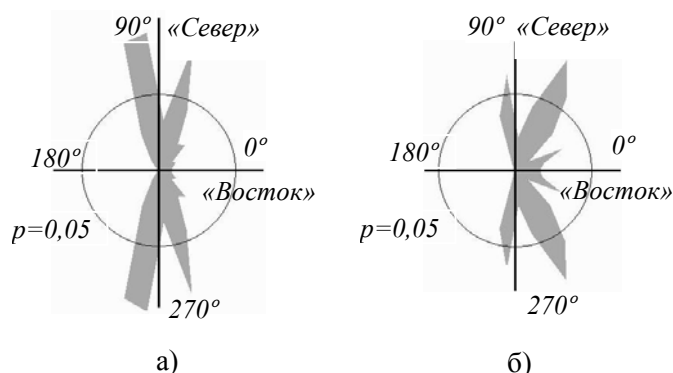


Рис. 2

лет применялось в практической деятельности многих научно-исследовательских и проектно-конструкторских организаций бывшего СССР [5]. Эти алгоритмы основаны на существующей физической аналогии моделирования процессов торможения КА в верхней атмосфере Земли и их движения в облаке КМ. Наличие подобного рода аналогии позволило решить ряд проблемных вопросов сопровождения космических проектов [5]. Основной отличительной особенностью аэродинамического торможения и защиты КА от воздействия КМ является замена пространственного распределения параметров плотности верхней атмосферы Земли на аналогичные параметры модели КМ. Вместо скорости набегающего потока верхней атмосферы вводится понятие относительной скорости \vec{V}_{rel} встречи КА с фрагментами КМ (рис. 3). Здесь θ – азимутальный угол сближения частицы космического мусора с аппаратом в относительном движении; S – точка пересечения орбит КА и КМ; δ – угол пересечения орбит КА и КМ; \vec{V}_{ka} – скорость КА; \vec{V}_q – скорость отдельной частицы КМ. Подобного рода проблемы были успешно преодолены при аэрогазодинамическом сопровождении международного проекта “Венера-Галлей”, когда необходимо было решать задачу высокоскоростного взаимодействия (~ 80 км/с) пылевой составляющей кометной атмосферы с элементами конструкции КА “Вега” [6]. Внешняя поверхность КА разбивается на базовые элементы, каждый из которых, в свою очередь, разбивается на элементарные площадки dS . Проверяется экранирование элементарной площадки элементами конструкции КА. В случае отсутствия экранирования вычисляется угол между вектором скорости \vec{V}_{rel} и нормалью к элементарной площадке базового элемента КА. Для каждой элементарной площадки выполняются расчеты с использованием требуемых физических параметров. Суммируя полученные значения рассчитываемых характеристик для всех площадок, получим полные потоки частиц КМ на поверхность КА.

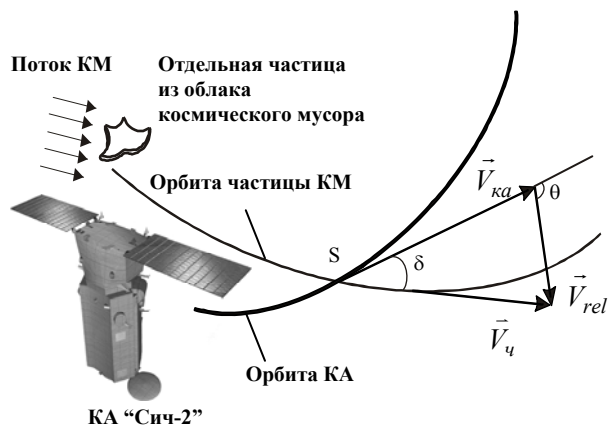


Рис. 3

В задачах свободномолекулярного обтекания КА вектор набегающего потока разреженного газа имеет абсолютную величину, равную первой космической скорости для данной орбиты. Положение его в местной системе координат, связанной с КА, определится через углы ориентации, задаваемые в исходных данных. Поток КМ считается плоским, и учитывается только его тангенциальная составляющая, а радиальной составляющей пренебрегают ввиду ее малости по отношению к тангенциальной [1]. Векторы скоростей частиц КМ, подлетающих к КА с разных азимутальных направлений, лежат в одной плоскости с тангенциальной составляющей. Положение \vec{V}_{rel} в местной системе координат, связанной с КА, определится через те же углы ориентации. Таким образом, вместо одного вектора задается некий “массив векторов”. При подготовке исходных данных для расчетов потоков КМ необходимо задать некоторые дополнительные исходные данные, которые не вносят существенных изменений в аэродинамическое обеспечение. Таким образом, по аналогии с задачами свободномолекулярного обтекания КА, параметры взаимодействия частиц КМ с поверхностью КА могут быть вычислены, если известна функция распределения частиц КМ по скоростям в заданной точке пространства и их физические параметры. На первом этапе рассчитывались потоки частиц КМ на отдельные базовые конструктивные элементы КА по заданным параметрам их распределения в околоземном космическом пространстве.

Общий поток КМ через элементарную площадку складывается из потоков частиц с разными направлениями относительной скорости, определяемыми азимутальным углом подлета α . Введем угол β между внешней нормалью к элементарной площадке и произвольным направлением относительной скорости набегающего потока. Суммированию подлежат только те элементарные площадки, для которых $\cos \beta > 0$. Тогда общий поток частиц КМ через элементарную площадку будет равен:

$$\frac{dN_{dS}}{dt} = dQ(dS) = dS\rho(t) \int_{\alpha} \cos \beta(\alpha) p(t, \alpha) V_{rel}(t, \alpha) d\alpha,$$

где N – число частиц КМ в потоке; $\rho(t)$ – концентрация частиц, $1/\text{км}^3$; $p(t, \alpha)$ – плотность распределения направлений потока частиц в данной точ-

ке пространства; $V_{rel}(t, \alpha)$ – зависимость тангенциальной составляющей скорости столкновения в данной точке от угла азимута α , км/сек; t – временной параметр, сек; dS – площадь элементарной площадки, м²; dQ – поток частиц через элементарную площадку dS .

Суммирование потока по всем элементарным площадкам даст оценку потока КМ через всю поверхность КА:

$$\frac{dN}{dt} = Q = \int_S dQ(ds) = \rho(t) \int_S \int_{\alpha} \cos \beta(\alpha) p(t, \alpha) V_{rel}(t, \alpha) dS d\alpha. \quad (1)$$

Метод аэродинамической аналогии был рассмотрен в работах А. И. Назаренко [1, 7]. Суммарный поток частиц КМ на поверхность КА представляется в виде

$$\frac{dN}{dt} = Q = C_N S_{xap} \rho(t) \bar{V}_{rel}(t, \alpha) d\alpha, \quad (2)$$

где S_{xap} – значение характерной площади, м²; \bar{V}_{rel} – средняя относительная скорость столкновения КМ с космическим аппаратом, км/сек; $\rho(t)$ – объемная плотность, км⁻³; C_N – некий коэффициент формы, который определяется геометрией и ориентацией КА в потоке частиц КМ.

Значение средней относительной скорости столкновения определяется по формуле

$$\bar{V}_{rel}(t) = \int_{\alpha} p(t, \alpha) V_{rel}(t, \alpha) d\alpha, \quad (3)$$

а коэффициент C_N , в соответствии с (1 – 3), представим в виде

$$C_N = \frac{Q}{S_{xap} \rho \bar{V}_{rel}} = \frac{\int_S \int_{\alpha} \cos \beta(\alpha) p(t, \alpha) V_{rel}(t, \alpha) d\alpha dS}{S_{xap} \int_{\alpha} p(t, \alpha) V_{rel}(t, \alpha) d\alpha}.$$

Среднее значение числа столкновений частиц КМ с поверхностью КА определяется из соотношения:

$$N = C_N S \bar{\rho} \bar{V}_{rel} t,$$

где $\bar{\rho}$ – осреднённое по траектории значение объемной плотности.

Коэффициент формы C_N – безразмерная величина. В частном случае для КА сферической формы при значении характерной площади $S = \pi R^2$ значение C_N равно 1. В работе [1] дано обоснование простоты и удобства выделения коэффициентов формы в самостоятельную группу по аналогии с методами аэродинамики разреженного газа и на примере КА простых геометрических форм – конуса, панели, полусферы – проведена серия соответствующих расчетов. В качестве базовой использовалась модель SDPA. Расчеты проведены для частиц КМ диаметром более 0,7 мм на круговой орбите с высотой $H = 400$ км и наклоном $i = 51,6^\circ$. Параметры такой орбиты соответствуют

орбите МКС, а тела простой геометрической формы – базовым элементам конструкции станции.

Для тестирования разработанного расчетного алгоритма использовалась следующая методика.

Орбитальная система координат $OXYZ$ задается следующим образом:

- ось OX направлена по радиус-вектору от центра Земли к КА;
- ось OY – по направлению движения КА в плоскости орбиты;
- ось OZ дополняет систему до правой.

В этой системе координат углами ориентации α и β задается положение связанной с КА местной системы координат $OXYZ'$, определяющей ориентацию тел относительно потока частиц космического мусора. Угол α отсчитывается от оси OZ по часовой стрелке в горизонтальной плоскости OYZ . Угол β отсчитывается от горизонтальной плоскости к оси OX . Эти два угла определяют ориентацию продольной оси цилиндра, конуса, полусферы. Ориентация панели определяется направлением нормали к поверхности. Для сферы ориентация осей произвольна.

Все необходимые исходные данные взяты из работы [1]. Расчеты выполнены для частиц КМ диаметром от 1 до 10 мм. Этот диаметр частиц КМ выбран как наиболее близкий к размеру частиц КМ, заданному в [1]. В качестве базовой модели КМ выбрана модель ORDEM2000. Результаты расчетов коэффициентов формы острого конуса с углом полураствора 15° , панели (односторонняя пластина) и полусферы для моделей ORDEM2000 и SDPA показывают удовлетворительное совпадение значений коэффициентов формы C_N во всем диапазоне углов ориентации.

Величины абсолютной Δ_{C_N} и относительной ε_{C_N} погрешностей значений коэффициентов, полученных с использованием модели ORDEM2000 по сравнению с полученными по модели SDPA, определяются формулами

$$\Delta_{C_N} = \left| C_N^{SDPA} - C_N^{ORDEM} \right|,$$

$$\varepsilon_{C_N} = \left| \frac{C_N^{SDPA} - C_N^{ORDEM}}{C_{\max}^{SDPA}} \right| \cdot 100\% . \quad (4)$$

Здесь C_{\max}^{SDPA} – максимальное значение коэффициента C_N .

Величина относительной погрешности ε_{C_N} , вычисленной согласно (4), не превышает 1,02% для конуса, 3% для пластины и 1,11% для полусферы. При этом абсолютная погрешность Δ_{C_N} меньше значений 0,02, 0,031 и 0,01 соответственно для тех же тел.

Полученные результаты говорят о достаточно адекватном расчете вероятностных характеристик столкновения КА с частицами КМ с использованием ранее разработанного программного обеспечения для задач динамики разреженного газа при минимуме доработок с использованием модели КМ ORDEM2000. Несмотря на имеющиеся расхождения, различные модели КМ дают примерно одинаковые результаты.

Рассмотрим характер поведения коэффициента формы C_N в условиях движения КА в облаке частиц КМ. При расчетах коэффициента формы C_N в зада-

чах динамики разреженного газа одним из определяющих параметров является положение вектора скорости набегающего потока в системе координат, связанной с КА. В условиях КМ коэффициент формы, кроме этого, зависит от параметров орбиты (её высоты и наклона), а также от размеров частиц. Коэффициент C_N рассчитывался для полусферы, конуса с углом полураствора $52,7^\circ$ и панели при углах ориентации связанной с КА системы координат $\alpha = 90^\circ$ и $\beta = 0^\circ$.

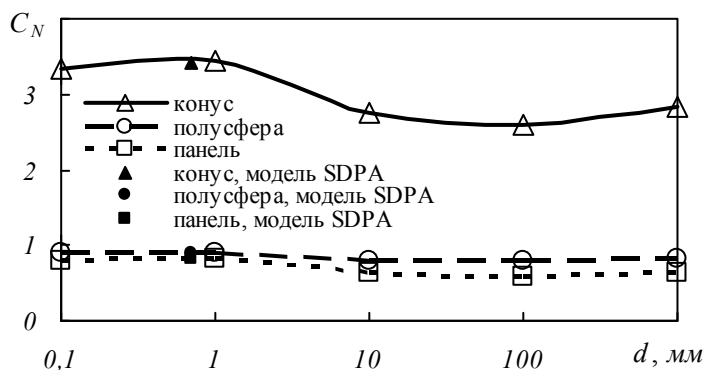


Рис. 4

Результаты расчетов при наклоне орбиты $i = 51,6^\circ$ и высоте орбиты 400 км для разных диапазонов размеров частиц КМ приведены на рис. 4 и в таблице 1. На этом и следующих рисунках линии с незакрашенными маркерами соответствуют расчетам с использованием модели ORDEM2000: сплошная линия с треугольниками – конусу, длинный пунктир с кружками – полусфере, короткий пунктир с квадратами – пластине. Для сравнения на график нанесены приведенные в [1] значения C_N для частиц с размером более 0,7 мм, рассчитанные по модели SDPA: для конуса – черный треугольник ($C_N = 3,408$), для полусферы – черный кружок ($C_N = 0,911$), для панели – черный квадрат ($C_N = 0,821$).

Таблица 1

Значение коэффициента C_N					
Размер частицы, мм	0,1	1,0	10	100	1000
конус	3,325	3,421	2,753	2,444	2,665
полусфера	0,893	0,907	0,807	0,759	0,798
панель	0,789	0,820	0,627	0,534	0,602

Как видно из приведенных результатов, максимальные значения коэффициента формы C_N достигаются при размерах частиц КМ, равных 1 мм, для всех рассмотренных тел. Отличия значений C_N определяются тем фактом, что частицы КМ каждого размера в соответствии с моделью имеют своё распределение плотности по направлениям их подлета к КА и, следовательно, число столкновений частиц КМ с КА будет разным.

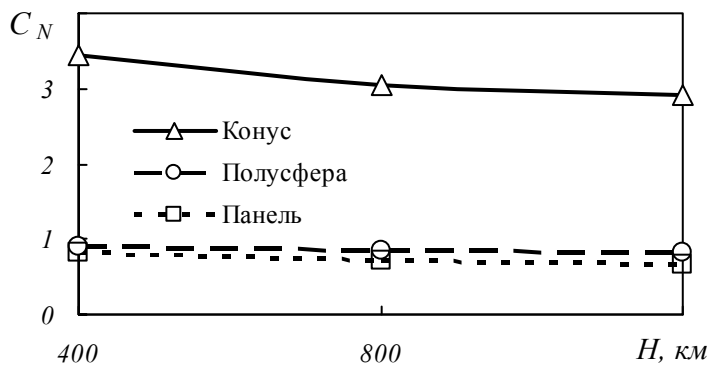


Рис. 5

Исследуем характер изменения коэффициента формы C_N в зависимости от высоты орбитального полета КА. Расчет проведен для потока частиц КМ размером 1 мм при наклонении орбиты $i = 51,6^\circ$. Выбраны три значения высоты полета над уровнем Земли $H = 400$ км, 800 км, 1200 км. В диапазоне высот 400 км – 1200 км находится основное количество как действующих КА, так и КМ. Соответствующие результаты расчетов приведены на рис. 5 и в таблице 2.

Таблица 2

Значение коэффициента C_N			
H , км	400	800	1200
Конус	3,421	3,057	2,911
Полусфера	0,907	0,848	0,825
Панель	0,820	0,709	0,660

Как следует из таблицы, с ростом высоты значение коэффициента несущественно уменьшается: максимально – на пластине – до 20 %, минимально – на конусе – до 9 %.

Оценим также влияние наклонения орбит на величину коэффициента формы. Рассмотрим поток частиц КМ размером 1 мм на высоте $H = 600$ км при наклонениях плоскости орбиты $i = 0^\circ, 20^\circ, 45^\circ, 70^\circ, 90^\circ$. Результаты расчетов приведены на рис. 6 и в таблице 3.

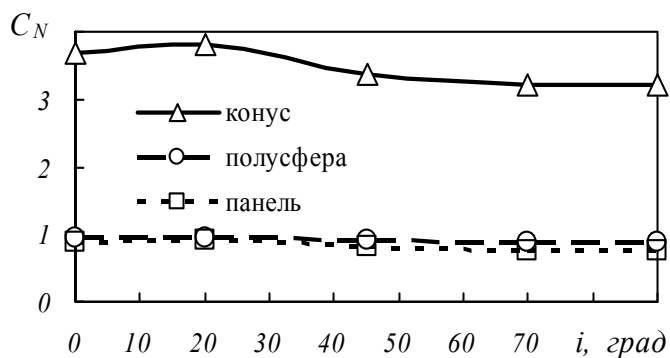


Рис. 6

Таблица 3

Значение коэффициента C_N					
Наклонение, i	0°	20°	45°	70°	90°
конус	3,642	3,741	3,080	2,925	2,944
полусфера	0,937	0,951	0,856	0,833	0,835
панель	0,879	0,906	0,719	0,678	0,687

Общая тенденция изменения величины C_N такова: его значение уменьшается от экватора к полюсу. Разница в значениях достигает 20 – 25%. Если рассматривать орбиты КА типа “Сич”, относящиеся к среднеширотным орбитам, то отклонение значений коэффициента формы таких КА будет в пределах 10 – 15%.

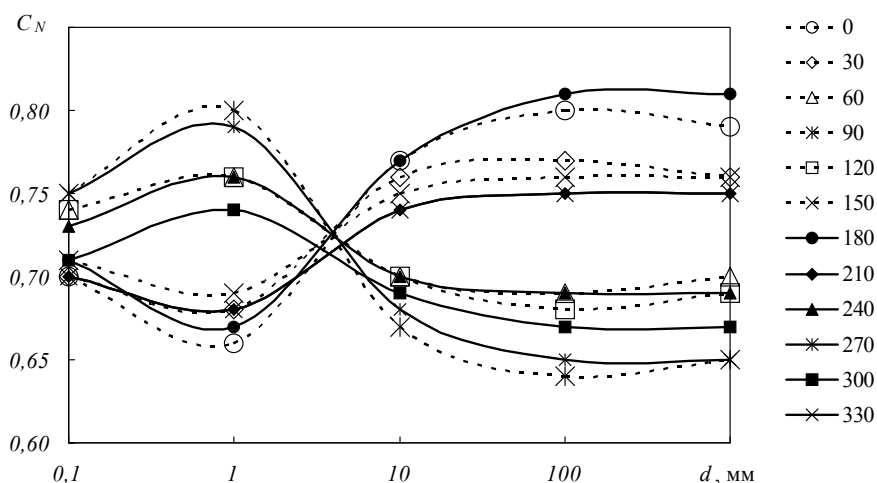


Рис. 7

Аналогичные расчеты для разных размеров частиц и углов ориентации аппарата проведены для КА сложной геометрической формы “Сич-2” с высотой полета $H=650$ км и углом наклона орбиты $i=82,5^\circ$. Рассматриваемый аппарат взят в упрощенном виде и включает 16 элементов. Он состоит из корпуса, двух солнечных батарей и крышки телескопа (рис. 3). На рис. 7 представлено семейство кривых значений C_N в зависимости от диаметра частиц мусора d для углов ориентации КА $\alpha=0\div 330^\circ$ при фиксированном значении $\beta=90^\circ$. Как и следовало ожидать, для $\alpha=0, 180^\circ$; $\alpha=90^\circ, 270^\circ$; $\alpha=30^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 330^\circ$; $\alpha=60^\circ, 120^\circ, 240^\circ, 300^\circ$ кривые ложатся близко друг к другу. Небольшие несовпадения кривых вызваны асимметрией, вносимой крышкой телескопа.

Результаты, полученные для коэффициентов формы КА, показали влияние размера частиц КМ на их величину. Расхождение между максимальным и минимальным значением достигает $\sim 35\%$. Влияние изменения высоты орбитального полета и изменения наклона орбиты к плоскости экватора незначительно, особенно для КА типа “Сич”. Следует заметить, что коэффициент формы является одной из составляющих в определении числа столкновений частиц КМ с поверхностью КА, где основной вклад дает концентрация частиц. Проведенные расчеты показали удобство применения метода аэродинамики аналогии для решения задач о вероятности попадания части КМ на КА, а также на время выживания КА в облаке КМ.

Оценка стойкости корпусов КА к воздействию частиц КМ

Для оценки стойкости корпусов КА к воздействию высокоскоростных частиц удобно использовать понятие предельной толщины преграды, определяемой как максимальная толщина, при которой для данной скорости удара V наступает сквозное разрушение, выражающееся хотя бы появлением разгерметизирующих трещин. Зависимость, связывающая предельную толщину неразрушаемой преграды со скоростью удара для различных материалов ударника и корпуса (экрана), называется баллистическим уравнением.

Для одиночной стенки баллистическое уравнение может быть записано в виде [2]:

$$d = (0,106022 \cdot t \cdot H^{1/4} \sqrt{\rho_t / \rho_p} (c/V)^{2/3})^{0,947368}, \quad (5)$$

где d – диаметр ударника, см; t – критическая толщина мишени, см; H – твердость мишени по Бринеллю, МПа; ρ_p , ρ_t – плотности частицы и мишени; c – скорость звука в материале ударника, км/с; V – скорость ударника, км/с.

При столкновении с КА крупного фрагмента возможно полное разрушение КА с образованием большого количества осколков.

Граница между режимами локального и полного разрушения может быть определена из условия, что масса разрушенного материала соизмерима с массой объекта. При скорости 10 км/с масса разрушаемой снарядом алюминиевой конструкции приблизительно в 2300 раз превышает массу ударяющего по ней снаряда. В условиях орбитального полета режим полного разрушения может реализоваться фактически только при встрече с каталогизированными фрагментами КМ. При этом даже в наиболее засоренных областях окружающего космического пространства вероятность такой встречи для объекта площадью 100 м² за 10 лет не превысит 10⁻².

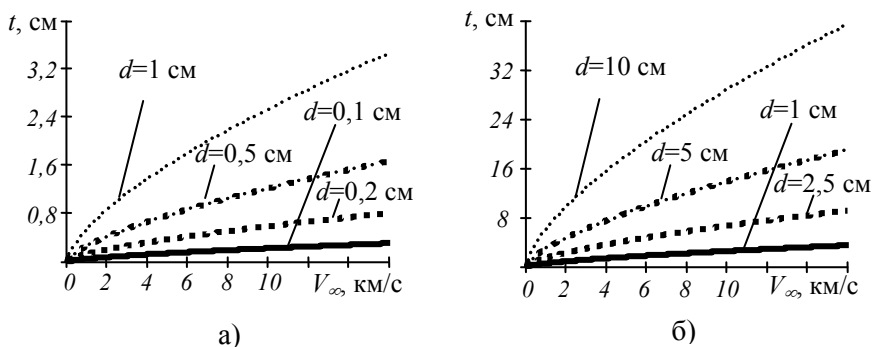


Рис. 8

Зависимость критической толщины мишени t , изготовленной из сплава АМГ-6, получена для различных диапазонов размеров частиц космического мусора от их скоростей при использовании (5) (рис. 8). Частица также подразумевается алюминиевой, поскольку большая часть осколков “космического мусора” является осколками ступеней летательных аппаратов и фрагментами спутников, отработавших свой срок и изготовленных из алюминиевых сплавов [8]. При этом твердость по Бринеллю для сплава АМГ-6 бралась $H = 650$ МПа [9], скорость продольных звуковых волн в сплаве – $c = 6,4$ км/с [10], плотности ударника и мишени считались равными.

Заключение.

Приведенные результаты многопараметрических численных исследований позволили установить:

- влияние параметров ориентации тел относительно потока КМ;
- влияние учета кругового распределения техногенного мусора;
- влияние высоты и наклона орбиты КА.

Показано, что для цилиндра, конуса и полусферы максимальные отличия между значениями коэффициентов формы, полученных с применением моделей ORDEM2000 и SDPA и вычисленных по формуле (4), не превышают 3 %.

В рассмотренном диапазоне высот (400 – 1400 км) максимальные отличия между значениями коэффициентов формы для двух вышеупомянутых моделей с увеличением высоты имеют место: для конуса и полусферы – на 15 %, для панели – на 26 %, а для цилиндра – на 24 %. Учитывая то, что эти изменения происходят на протяжении 1000 км по высоте, т.е. не превышают 2,7 % на каждые 100 км, можно сделать вывод, что величина коэффициента формы слабо меняется по высоте.

Значения коэффициентов формы, осредненные по углам ориентации, изменяются примерно на 1 % для каждых 100 км, что подтверждает их слабую зависимость от высоты полёта.

Проведены многопараметрические численные исследования коэффициентов формы КА “Сич-2”. Показано, что из всех основных параметров, влияющих на значение коэффициентов формы, наиболее существенным является распределение по направлениям подлета частиц КМ к КА. Рекомендуется использовать осредненные по параметрам орбиты значения этих распределений.

Результаты численных исследований показали, что данные о состоянии потоков КМ, получаемые с помощью моделей ORDEM2000 и SDPA, достаточно близко отражают процессы, происходящие в околоземном космическом пространстве. Значения коэффициентов формы типовых тел простой геометрической формы, рассчитанные по данным этих моделей, незначительно отличаются друг от друга.

Приведены оценки стойкости корпусов КА к воздействию частиц КМ и определены критические толщины мишеней, изготовленных из сплава АМГ-6, в зависимости от размеров частиц и их скоростей.

1. Назаренко А. И. Аэродинамическая аналогия взаимодействия поверхности КА разной формы с космическим мусором / А. И. Назаренко // Космические исследования. – 1996. – Т. 34, № 3. – С. 317 – 324.
2. Модель космоса. Научно-информационное издание в 2 т. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / Под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. – М.: КДУ, 2007. – Т. 2. – 1144 с.
3. ГОСТ Р 25645.167–2005. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. – М.: Стандартинформ, 2005. – 41 с.
4. <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov>.
5. Басс В. П. Молекулярная газовая динамика и ее приложения в ракетно-космической технике / В. П. Басс. – Киев: Наук. думка, 2008. – 272 с.
6. Rijov Yu. A. Aerodynamic Problems of Space Probes in Comet Atmosphere / Yu. A. Rijov, V. P. Bass, V. M. Kovtunencko // Rarefied Gas Dynamic: 13 International Symposium on Rarefied Gas Dynamic. – New York and London: Plenum Press, 1982. – Vol. 1. – P. 503–511.
7. Иванов В. Л. Космический мусор. Проблема и пути её решения / В. Л. Иванов, В. А. Меньшиков, Л. А. Пчелинцев, В. В. Лебедев. – М.: Патриот, 1996. – Т. 1. – 360 с.
8. Юдин Е. Ю. Расчет диаметра отверстия, пробиваемого в защитном экране алюминиевой сферической частицей при ударе по нормали / Е. Ю. Юдин // Космонавтика и ракетостроение. – ЦНИИмаш, 2010. – Вып. 1(58). – С. 75 – 81.
9. Арчакова З. Н. Структура и свойства полуфабрикатов из алюминиевых сплавов / З. Н. Арчакова, Г. А. Балахонцев, И. Г. Басова и др. – М.: Металлургия, 1984. – 408 с.
10. Енохович А. С. Краткий справочник по физике / А. С. Енохович. – М.: Высшая школа, 1976. – 288 с.

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,

Получено 23.09.2010,
в окончательном варианте 25.10.2010

