

## ЦИФРОВАЯ МОДЕЛЬ СИЛЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ ВЕРХНЕЙ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2023

**В. В. Волоцуев** кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [volotsuev@mail.ru](mailto:volotsuev@mail.ru)

Описывается цифровая модель для оценки силы сопротивления верхней атмосферы Земли, действующей на низкоорбитальный космический аппарат. В отличие от классической модели вычисления аэродинамической силы, цифровая модель является результатом работы компьютерного алгоритма, который выдаёт поле значений аэродинамической силы с учётом изменения высоты полёта, аэродинамического коэффициента и площади мишени космического аппарата во времени. В вычислениях также используется цифровая модель динамической плотности верхней атмосферы Земли. Цифровая модель силы сопротивления верхней атмосферы Земли является полезной в проектировании низкоорбитальных космических аппаратов с двигательной установкой малой тяги (порядок тяги – миллиньютоны). На основе полученного поля значений аэродинамической силы можно сформировать требования к геометрии космического аппарата, режимам ориентации и размещению двигателей малой тяги (к примеру, электрореактивных двигателей). При накоплении большого объёма данных в форме табличных функций аэродинамической силы от пространства различных проектно-баллистических параметров низкоорбитальных космических аппаратов, возможно создание машинной модели (ML-модели), которая по ограниченному набору исходных требований будет выдавать прогнозы величин проектных характеристик для разрабатываемого низкоорбитального космического аппарата.

*Космический аппарат; низкая орбита; малая тяга; сила аэродинамического сопротивления; проектирование; верхняя атмосфера Земли; цифровая модель; большие данные*

**Цитирование:** Волоцуев В.В. Цифровая модель силы сопротивления верхней атмосферы Земли для проектирования низкоорбитальных космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 13-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-13-24

### Введение

В настоящее время наблюдается тенденция возвращения некоторых классов космических аппаратов (КА) на низкие околоземные орбиты с высотами ниже 500 км (вплоть до 250 км). На указанных высотах ранее (в период с 1960-х до начала 2000-х годов) размещались КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Срок существования таких КА составлял несколько недель или месяцев, а масса КА составляла несколько тонн (к примеру, масса КА ДЗЗ класса «Кобальт» была порядка 6 тонн, масса американского спутника-разведчика «КН-9» – около 10 тонн) [1].

К современным низкоорбитальным автоматическим КА могут предъявляться требования по уменьшению массогабаритных характеристик. Перспективными считаются космические системы, включающие в свой состав «рой» малых (от 100 до 1000 кг), микро (от 10 до 100 кг) и нано (от 1 до 10 кг) спутников с длительным сроком существования (от 3 до 5 лет). Примерами являются: низкоорбитальная группировка наноспутников ДЗЗ класса «Flock (Dove)» (Planet Labs Inc, США) [2]; низкоорбитальная группировка коммуникационных КА «Starlink» (Space-X, США).

На околоземных орбитах с высотами ниже 500 км ощутимо воздействие верхней атмосферы Земли. Под действием силы сопротивления верхней атмосферы происходит

торможение КА и уменьшение радиуса орбиты – чем меньше высота орбиты, тем интенсивнее её снижение. Если при разработке низкоорбитальных КА есть требования к сохранению первоначальной орбиты на длительном временном интервале (к примеру, от 3 до 5 лет), то следует учитывать эту силу при формировании проектного облика спутника и выборе параметров корректирующей реактивной двигательной установки. Малые, микро- и наноспутники ограничены по объёму и массе для размещения бортового оборудования, поэтому при разработке рассматриваются варианты малогабаритных реактивных двигательных установок малой мощности и тяги. Чаще используются электрореактивные двигательные установки (ЭРДУ) малой тяги для поддержания орбиты. ЭРДУ имеют относительно малые массогабаритные характеристики и создают силу тяги порядка нескольких миллиньютон (мН).

Сила сопротивления верхней атмосферы Земли на низких орбитах также имеет порядок в несколько миллиньютон. Необходимое условие поддержания низкой рабочей орбиты можно записать в виде выражения:

$$\alpha F_{\text{ЭРДУ}} \geq k F_{\text{АТМ}}, \quad (1)$$

где  $F_{\text{ЭРДУ}}$  – суммарная сила тяги ЭРДУ при включении;  $\alpha$  – относительное время работы ЭРДУ в период коррекции (виток, сутки);  $F_{\text{АТМ}}$  – сила сопротивления верхней атмосферы Земли;  $k$  – кратность превышения корректирующей силы над силой сопротивления верхней атмосферы (чем больше  $k$ , тем быстрее коррекция).

Из выражения (1) видно, что для определения параметров корректирующей двигательной установки (силы тяги, относительного времени работы) требуется знать уровень силы сопротивления верхней атмосферы Земли. Только после определения потребной силы тяги можно выбрать параметры самой двигательной установки и оценить расход топлива на коррекцию в течение заданного периода времени.

Сила сопротивления верхней атмосферы Земли может изменяться в зависимости от параметров орбиты, параметров массы и геометрии КА и их изменения во времени. Для поиска проектных характеристик ЭРДУ проводится анализ пространства возможных величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли. Вычисления исследуемого пространства величин проектных параметров «вручную» занимают много времени. При расчётах по осреднённым величинам проектных параметров могут быть не учтены локальные экстремумы. Значительно ускорить процесс расчёта пространства величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли позволяет использование цифровой модели.

### **Преобразование модели силы аэродинамического сопротивления верхней атмосферы Земли в динамическую многопараметрическую модель**

В литературе в области баллистики и динамики космического полёта встречается следующая модель оценки силы сопротивления верхней атмосферы Земли [3]:

$$F_{\text{АТМ}} = -\frac{1}{2} c_x S_M \rho(h) V^2, \quad (2)$$

где  $c_x$  – аэродинамический коэффициент сопротивления верхней атмосферы;  $S_M$  – площадь поперечного миделева сечения КА;  $\rho(h)$  – плотность атмосферы Земли на высоте  $h$  над поверхностью Земли;  $V$  – скорость спутника относительно атмосферы.

В описанной модели аэродинамический коэффициент  $c_x$  рассматривался как средняя эмпирическая безразмерная величина в диапазоне от 2,1 до 2,2. В [4] описываются модели, в которых аэродинамический коэффициент  $c_x$  зависит от геометрии КА и ориентации относительно набегающего потока сильноразреженного газа (теоретически может изменяться от 0 до 2,5).

Площадь поперечного сечения миделя КА  $S_M$  принимается равной 25% площади поверхности спутника. Такая модель достаточна для оценки площади миделя при неориентированном полёте или для космических тел шарообразной формы. Для спутников, совершающих ориентированный орбитальный полёт, площадь поперечного сечения миделя зависит от текущей ориентации. При изменении этой площади изменяется сила сопротивления верхней атмосферы Земли. Желательно знать такие изменения площади миделя на низких орбитах с высотами ниже 400 км, так как уровень аэродинамической силы при смене ориентации КА может увеличиться в несколько раз. Это важно, к примеру, при выборе места для установки электрореактивного двигателя (ЭРД) малой тяги и направления вектора тяги относительно геометрии КА.

Модельная плотность верхней атмосферы Земли  $\rho$ , кроме экспоненциального изменения в зависимости от высоты  $h$ , также зависит от текущей солнечной активности. При максимальной и минимальной солнечной активности плотность на одинаковой высоте может различаться более чем в 10 раз.

За основу для разработки цифровой модели силы аэродинамического сопротивления взята модель (2), но все параметры преобразованы в функции от времени и от параметров орбитального движения КА (изменяющихся во времени):

$$F_{ATM} = -\frac{1}{2} c_x(\vartheta(t)) S_M(\vartheta(t)) \rho(t, h) V^2(\rho(t), e(t)), \quad (3)$$

где  $c_x(\vartheta(t))$  – функция изменения аэродинамического коэффициента от угла истинной аномалии (моделируется изменение  $c_x$  при изменении ориентации КА на витке);  $S_M(\vartheta(t))$  – функция изменения площади поперечного сечения миделя КА (моделируется изменение  $S_M$  при изменении ориентации КА на витке);  $\rho(t, h)$  – функция изменения модельной плотности верхней атмосферы в заданных диапазонах времени и высоты;  $V(p(t), e(t))$  – скорость относительно атмосферы, определяется орбитальной скоростью движения КА, которая является функцией от орбитальных параметров.

В модели (3) используется подход, который предусматривает создание массива величин силы аэродинамического сопротивления  $F_{ATM}$  при различных параметрах  $t$ ,  $h(t)$ ,  $c_x(t)$ ,  $S_M(t)$  и орбитальных параметрах. На рис. 1 показана схема формирования многомерного массива величин аэродинамической силы. Показано, что по одному срезу многомерной матрицы строятся зависимости аэродинамической силы от высоты, по другому срезу можно увидеть зависимости аэродинамической силы по исследуемому временному интервалу. Также можно извлекать из многомерного массива информацию об изменении величины аэродинамической силы в зависимости от изменения аэродинамического коэффициента и площади сечения миделя КА.

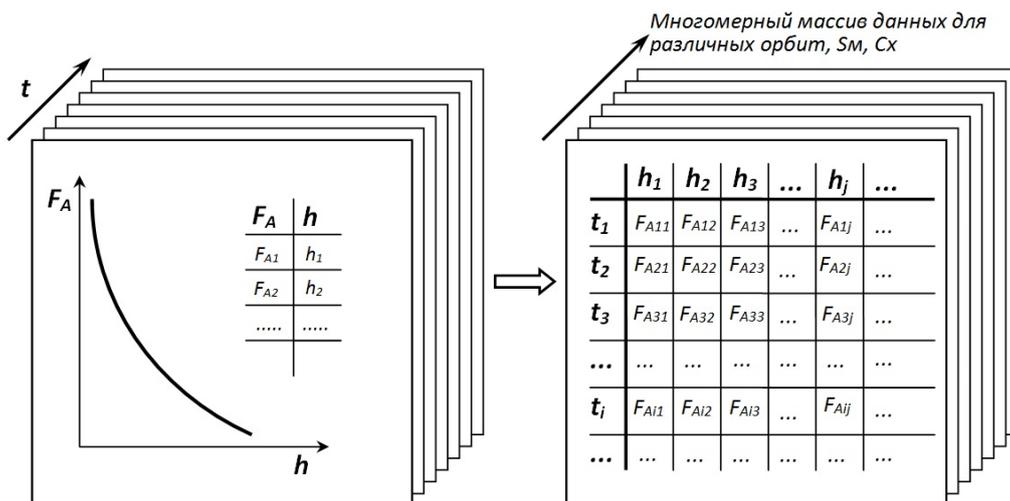


Рис. 1. Формирование многомерного массива величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли

При анализе многомерного массива величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли становится возможным использование методов статистического анализа, позволяющих также делать вероятностные прогнозы по аэродинамическому сопротивлению для определённых классов КА. При работе с такими многомерными массивами данных для сокращения времени анализа удобнее использовать современные цифровые компьютерные технологии.

### Цифровая модель плотности верхней атмосферы Земли

Модельную плотность верхней атмосферы Земли, используемую при вычислении аэродинамических возмущающих ускорений, влияющих на параметры движения низкоорбитального КА, можно определить (оценить уровень) из стандартизированных моделей. В СССР был разработан ГОСТ Р25645.115-84 «Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли» [5]. В указанном ГОСТ модельная плотность вычисляется по интерполяционным полиномам, составленным на основе обработки измерений параметров движения низкоорбитальных КА. Позднее появилась уточнённая модель, которая описана в ГОСТ Р25645.166-2004 «Атмосфера земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли» [6]. В табл. 1 приведены основные описания моделей из ГОСТ 1984 и 2004 гг.

В описанных моделях верхней атмосферы Земли учитывается изменчивость солнечной активности и вводится множество фиксированных уровней солнечной активности  $F_0 = \{75, 100, 125, 150, 175, 200, 250\} 10^{-22} \text{ Вт/м}^2\text{Гц}$ . Чем больше величина уровня солнечной активности, тем больше модельная плотность верхней атмосферы Земли. В описанных моделях из ГОСТ солнечная активность не привязана к времени орбитального полёта КА: можно оценить модельную плотность при фиксированных уровнях солнечной активности  $F_0$ . Коэффициенты  $K_i$  в моделях плотности позволяют оценить поправки по величине в зависимости от стохастических, полугодовых и геомагнитных факторов в привязке к выбранному уровню солнечной активности.

Таблица 1. Сравнение моделей плотности верхней атмосферы Земли

Модель плотности верхней атмосферы Земли ГОСТ Р 25645.115-84	Модель плотности верхней атмосферы Земли ГОСТ Р 25645.166-2004
$\rho = \rho_h K_0 K_1 K_2 K_3 K_4$ $\rho_h = \rho_0 \exp\left(a_1 - a_2 [h - a_3]^2\right)$ $K_0 = 1 + \sum_{i=0}^2 (l_i h^i) \frac{F_{81} - F_0}{F_0} k_f$ $K_1 = \sum_{i=0}^3 (c_i h^i) \cos^{n_0 + n_1 h} \left(\frac{\varphi}{2}\right)$ $K_2 = \sum_{i=0}^2 (d_i h^i) A(D)$ $K_3 = 1 + \sum_{i=0}^2 (b_i h^i) \frac{F_{10.7} - F_{81}}{ F_{10.7} }$ $K_4 = \sum_{i=0}^3 (e_i h^i) \sum_{i=4}^6 (e_i K_p^i)$	$\rho = \rho_h K_0 (1 + K_1 + K_2 + K_3 + K_4)$ $\rho_h = \rho_0 \exp\left(\sum_{i=0}^6 (a_i h^i)\right)$ $K_0 = 1 + \sum_{i=0}^6 (l_i h^i) \frac{F_{81} - F_0}{F_0}$ $K_1 = \sum_{i=0}^4 (c_i h^i) \cos^{n_0 + n_1 h + n_2 h^2} \left(\frac{\varphi}{2}\right)$ $K_2 = \sum_{i=0}^4 (d_i h^i) A(D)$ $K_3 = \sum_{i=0}^4 (b_i h^i) \frac{F_{10.7} - F_{81}}{F_{81} +  F_{10.7} - F_{81} }$ $K_4 = \sum_{i=0}^4 (e_i h^i) \sum_{i=5}^8 (e_i K_p^i)$
<p>Обозначения: <math>\rho_0</math> – плотность ночной атмосферы на высоте 120 км; <math>a_i</math> – коэффициенты полинома для вычисления <math>\rho_h</math>; <math>l_i</math> – коэффициенты полинома для вычисления <math>K_0</math>; <math>F_{10.7}</math> – индекс солнечной активности для плотности потока радиоизлучения Солнца на длине волны 10,7 см; <math>F_{81}</math> – среднее взвешенное значение индекса <math>F_{10.7}</math>; <math>F_0</math> – фиксированный уровень солнечной активности; <math>c_i</math> – коэффициенты полинома для вычисления <math>K_1</math>; <math>n_i</math> – коэффициенты для вычисления степени косинуса (зависят от <math>F_0</math>); <math>\varphi</math> – центральный угол между точкой пространства, для которой рассчитывается плотность, и точкой пространства с максимальным значением плотности в её суточном распределении; <math>d_i</math> – коэффициенты полинома для вычисления <math>K_2</math>; <math>A(D)</math> – множитель, характеризующий влияние полугодового эффекта на плотность атмосферы; <math>b_i</math> – коэффициенты полинома для вычисления <math>K_3</math>; <math>e_i</math> – коэффициенты полинома для вычисления <math>K_4</math>; <math>K_p</math> – индекс геомагнитной возмущённости Земли; <math>h</math> – высота над поверхностью Земли</p>	

Солнечная активность, в свою очередь, имеет временную цикличность: различают 11-летние и 22-летние циклы, цикл Гляйсберга (от 70 до 100 лет) и более многолетние циклы. От того, когда КА будет запущен на низкую орбиту, будет зависеть уровень воздействия верхней атмосферы Земли и срок существования КА. К примеру, КА «Госе» (ЕКА) запустили на низкую орбиту в диапазоне высот от 260 до 280 км в 2009 году, когда 23-й одиннадцатилетний цикл солнечной активности заканчивался и начинался 24-й одиннадцатилетний цикл. Солнечная активность была на минимуме ( $F_0 < 75 \cdot 10^{-22}$  Вт/м<sup>2</sup>Гц). В этом случае запасов рабочего тела ЭРДУ для поддержания орбиты КА хватило на 3,5 года вместо запланированных 12 месяцев. Для американской космической станции «SkyLab», размещённой на орбите высотой около 400 км, получилось наоборот: станция досрочно завершила свою миссию из-за критического снижения орбиты [7], вызванного увеличением солнечной активности (1979 год, максимум 21-го солнечного цикла,  $F_0 > 175 \cdot 10^{-22}$  Вт/м<sup>2</sup>Гц).

В настоящей статье описывается модель плотности верхней атмосферы Земли, в которой уровни солнечной активности привязываются к параметру времени  $t$ , которое изменяется в заданных пределах. Используя модели из ГОСТ Р25645.166-2004 (табл. 1), для любого параметра времени  $t$  можно вычислить величину плотности атмосферы. В итоге модель позволяет рассчитать плотность по двум параметрам: текущему времени орбитального полёта и высоте над поверхностью Земли. На рис. 2 показана схема цифровой модели для вычисления плотности верхней атмосферы Земли.

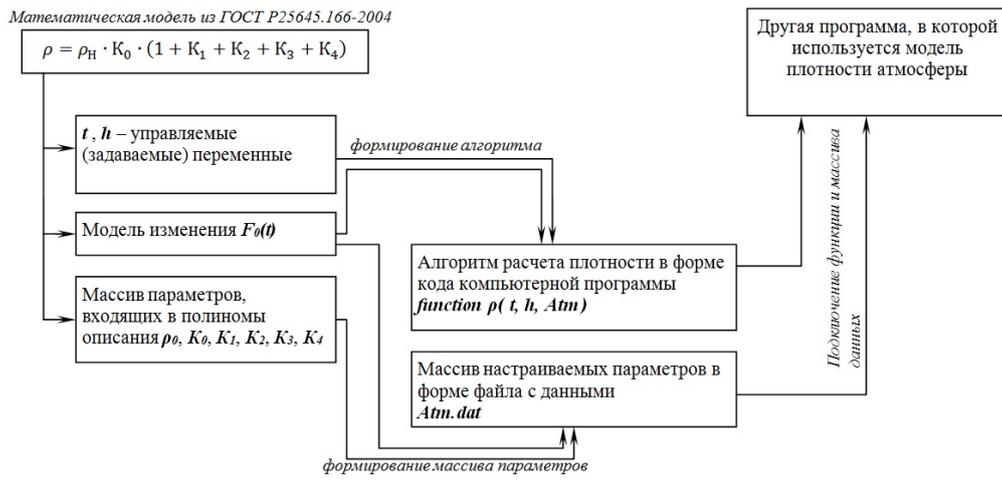
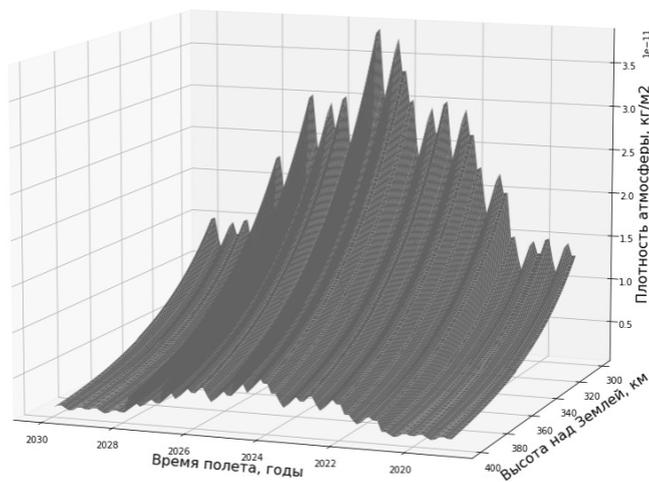
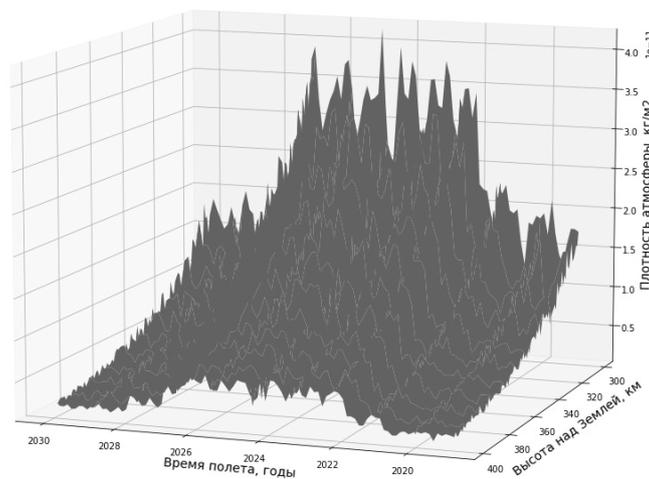


Рис. 2. Схема цифровой модели плотности верхней атмосферы Земли



а



б

Рис. 3. Прогнозные модели изменения плотности верхней атмосферы Земли в 25-м солнечном цикле (2019 – 2030 гг.): а – с учётом полугодового эффекта, без учёта стохастических факторов; б – с учётом полугодового эффекта и стохастических факторов

Автором было разработано специальное программное обеспечение, которое позволяет настроить циклограмму изменения уровня солнечной активности  $F_0$  и модели изменения коэффициентов  $K_i$  из ГОСТ Р25645.166-2004 (смоделировать цикл солнечной активности). В результате моделирования формируется файл «*Atm.dat*» (для настройки параметров плотности), который использует функция программного обеспечения «*function  $\rho(t, h, Atm.dat)$* » для вычисления модельной плотности в заданном пространстве времени и высоты орбитального полёта. Указанную функцию можно подключать к другим программным пакетам.

Цифровую модель можно использовать как для оценки величины самой плотности верхней атмосферы Земли в разные периоды времени, в разных диапазонах высот, так и при моделировании возмущённого движения низкоорбитального КА. При моделировании величины плотности создаются табличные функции, представляющие собой двухмерные массивы при различных настройках параметров модельной атмосферы. На рис. 3 показаны примеры построения цифровых моделей плотности (в графическом виде) для текущего цикла солнечной активности.

### Формирование пространства величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли на длительном периоде

Множество современных КА имеют срок существования, который измеряется годами (для некоторых КА – десятилетиями). За несколько лет вместе с изменением солнечной активности изменяется и уровень силы сопротивления верхней атмосферы Земли. К примеру, в период с 1973 года по 1979 год (21-й одиннадцатилетний солнечный цикл) уровень солнечной активности увеличился от минимальных значений ( $F_0 < 75 \cdot 10^{-22}$  Вт/м<sup>2</sup>Гц) до высокого уровня ( $F_0 > 175 \cdot 10^{-22}$  Вт/м<sup>2</sup>Гц), при этом сила аэродинамического сопротивления возросла в несколько раз.

При наличии ЭРДУ малой тяги КА может совершать орбитальные манёвры во время своего активного существования. К примеру, КА мониторинга земной поверхности в период низкой солнечной активности может снизить высоту своей орбиты для получения снимков с лучшей детальностью, а при увеличении солнечной активности перейти на более высокую рабочую орбиту. В таких случаях, при выборе параметров силы тяги ЭРДУ, полезно иметь информацию об уровнях силы сопротивления верхней атмосферы в пространстве высот орбитального полёта и времени на продолжительном периоде (месяцы, годы). Для построения указанного пространства величин аэродинамической силы разработана цифровая модель, схема которой показана на рис. 4.

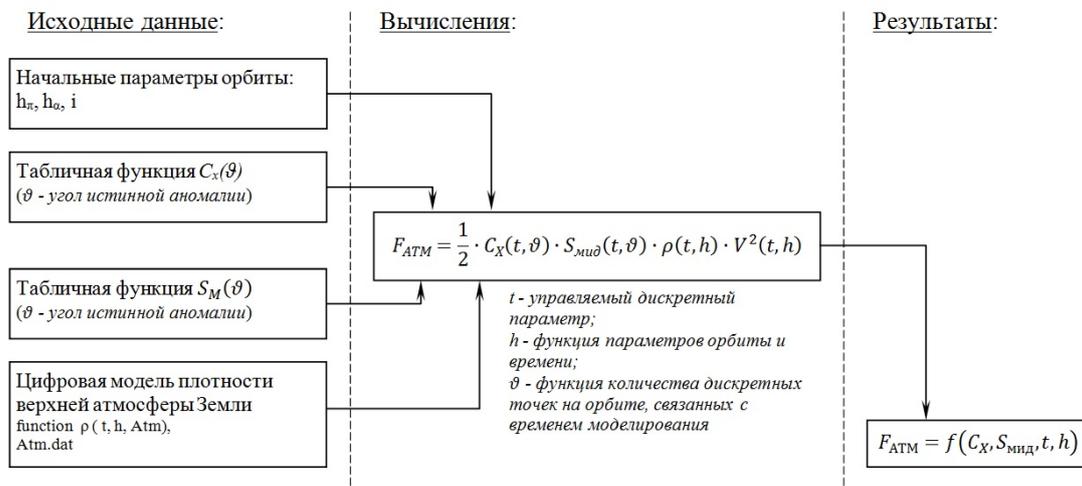


Рис. 4. Схема реализации цифровой модели силы сопротивления верхней атмосферы Земли

Из рис. 4 видно, что цифровая модель силы сопротивления верхней атмосферы Земли включает в себя: многопараметрическую модель вычисления аэродинамической силы по выражению (2); массив исходных проектно-баллистических параметров КА; цифровую модель плотности атмосферы (описана в предыдущем разделе настоящей статьи). Для управления настройками вычислений используется разработанное автором специальное программное обеспечение. В результате вычислений формируются многомерные матрицы изменения величины аэродинамической силы сопротивления в зависимости от текущего времени и высоты орбитального полёта, изменения во времени аэродинамического коэффициента и площади миделя КА. Результаты расчётов сохраняются в универсальные файлы данных (\*.xls/x или \*.csv).

При формировании матриц изменения величины силы сопротивления верхней атмосферы Земли на длительном периоде времени (несколько лет) можно использовать как средние за период значения аэродинамического коэффициента  $c_x$  и площади миделя спутника  $S_M$ , так и изменяющиеся по времени. Все полученные матрицы величин аэродинамической силы сопротивления в пространстве высот и времени орбитального полёта объединяются в каталоги (библиотеки результатов вычислений). Также можно генерировать матрицы величин аэродинамической силы сопротивления для разных вариантов цифровых моделей плотности: с учётом стохастических факторов (настраиваемые геомагнитные и факторы отклонения уровней солнечной активности) или без их учёта. С накопленным объёмом данных в дальнейшем можно работать с использованием математических статистических методов и машинных моделей (ML-моделей), формирующих прогноз по характеристикам ЭРДУ для проектируемого КА.

На рис. 5 показан пример построения пространства величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли, действующей на КА с разной площадью миделя в разные годы солнечного цикла, в диапазоне высот от 350 до 400 км.

**Датафрейм 1** ( $h = [350\text{км}; 400\text{ км}]$ , 2019 - 2030 г.г.,  $S_m = 3\text{ м}^2$ , модель плотности с учетом полугодового эффекта и стохастических факторов)

	300.00	305.25	310.50	315.75	321.00	326.25	331.50	336.75	342.00	347.25	352.50	357.75	363.00	368.25	373.50	378.75	384.00	389.25	394.50	399.75	405.00	
0	1.24	1.07	1.14	1.05	1.20	1.15	1.22	1.21	0.94	1.17	0.41	0.53	0.40	0.44	0.35	0.43	0.41	0.47	0.43	0.34		
1	1.04	1.03	1.04	1.17	1.18	1.29	1.12	0.94	0.87	1.11	0.33	0.46	0.36	0.51	0.39	0.40	0.48	0.47	0.38	0.48		
2	0.95	1.26	1.14	1.11	1.11	1.26	1.05	1.15	0.92	1.21	0.41	0.49	0.43	0.52	0.46	0.42	0.45	0.38	0.43	0.33		
3	1.23	1.03	1.15	1.09	1.35	1.30	0.99	1.16	1.03	1.13	0.51	0.52	0.54	0.49	0.38	0.42	0.52	0.35	0.37	0.44		
4	1.20	1.22	1.09	1.30	1.25	1.08	1.34	1.13	1.19	1.10	0.42	0.45	0.45	0.49	0.37	0.46	0.45	0.37	0.47	0.39		

401 rows x 201 columns

+

**Датафрейм 2** ( $h = [350\text{км}; 400\text{ км}]$ , 2019 - 2030 г.г.,  $S_m = 1\text{ м}^2$ , модель плотности с учетом полугодового эффекта)

	300.00	305.25	310.50	315.75	321.00	326.25	331.50	336.75	342.00	347.25	352.50	357.75	363.00	368.25	373.50	378.75	384.00	389.25	394.50	399.75	405.00	
0	0.31	0.31	0.31	0.30	0.30	0.30	0.30	0.29	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11		
1	0.30	0.30	0.30	0.30	0.29	0.29	0.29	0.29	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.10		
2	0.30	0.30	0.30	0.29	0.29	0.29	0.29	0.28	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.10		
3	0.30	0.30	0.30	0.29	0.29	0.29	0.29	0.29	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.10		
4	0.31	0.31	0.30	0.30	0.30	0.30	0.29	0.29	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11		

401 rows x 201 columns

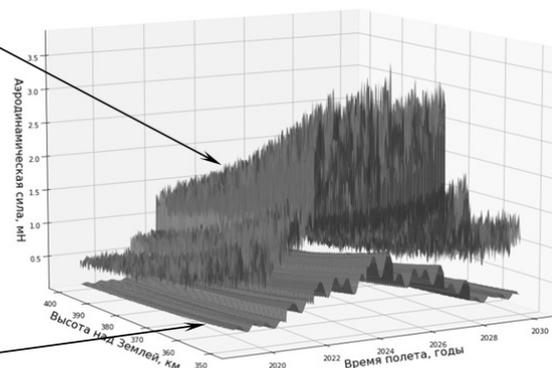


Рис. 5. Пространство величин аэродинамической силы в 25-м солнечном цикле для КА с площадью миделя  $1\text{ м}^2 - 3\text{ м}^2$ , в диапазоне высот от 350 до 400 км

### Формирование пространства величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли на краткосрочном периоде

Кроме анализа изменения величины среднесуточной силы сопротивления верхней атмосферы Земли на длительном периоде времени (несколько лет), с помощью цифровой модели можно проводить анализ флуктуаций этой силы на непродолжительном периоде времени (несколько суток). Флуктуации величин аэродинамической силы могут возникать из-за изменения аэродинамического коэффициента  $c_x$  и площади мишени  $S_M$  при смене ориентации КА в процессе орбитального полёта.

Рассмотрим модель КА с постоянной массой 1000 кг, который в процессе орбитального полёта изменяет свою ориентацию таким образом, что среднесуточный баллистический коэффициент дискретно изменяется, как представлено на рис. 6. Аэродинамическую силу сопротивления запишем в виде:

$$F_{ATM} = -\frac{1}{2}(c_x S_M)_{cp.cym.} \rho(t, h) V^2(\rho(t), e(t)) = \sigma_{KA}(t) M_{KA} \rho(t, h) V^2(\rho(t), e(t)), \quad (4)$$

где  $\sigma_{KA}$  – баллистический коэффициент КА;  $M_{KA}$  – масса КА;  $(c_x S_M)_{cp.cym.}$  – среднесуточное произведение коэффициента сопротивления верхней атмосферы и площади мишени КА.

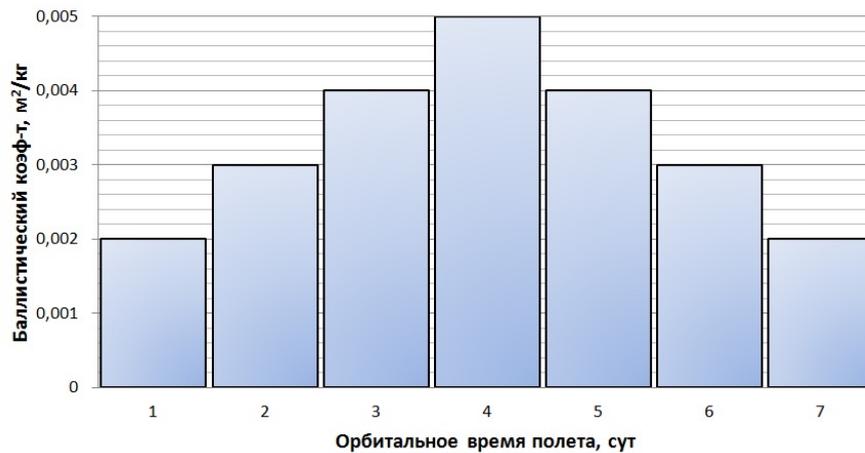


Рис. 6. Изменение баллистического коэффициента КА на локальном интервале времени

Исходные данные для математической модели (4) были введены в специальное программное обеспечение. Для локального временного диапазона изменения баллистического коэффициента КА (рис. 6) были рассчитаны матрицы изменения силы сопротивления верхней атмосферы Земли в диапазоне высот околокруговых рабочих орбит от 300 до 350 км. Далее все полученные матрицы величин силы аэродинамического сопротивления были объединены в единое множество. На рис. 7 показаны граничные множества величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли в пространстве высот и времени орбитального полёта в солнечном цикле.

На рис. 7 представленные в виде поверхностей множества величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли являются границами всего пространства рассматриваемых величин. То есть пространство между двумя поверхностями также заполнено величинами аэродинамической силы. Для рассмотренного примера можно сделать вывод, что

ЭРДУ с силой тяги 20 мН будет достаточно для поддержания орбиты в диапазоне высот от 300 до 350 км, если баллистический коэффициент КА не превысит максимального значения, представленного на диаграмме рис. 6. Если КА будет функционировать на указанных высотах в период с 2026 года по 2030 год, то тяги величиной 10 мН будет достаточно для поддержания рабочих орбит спутника.

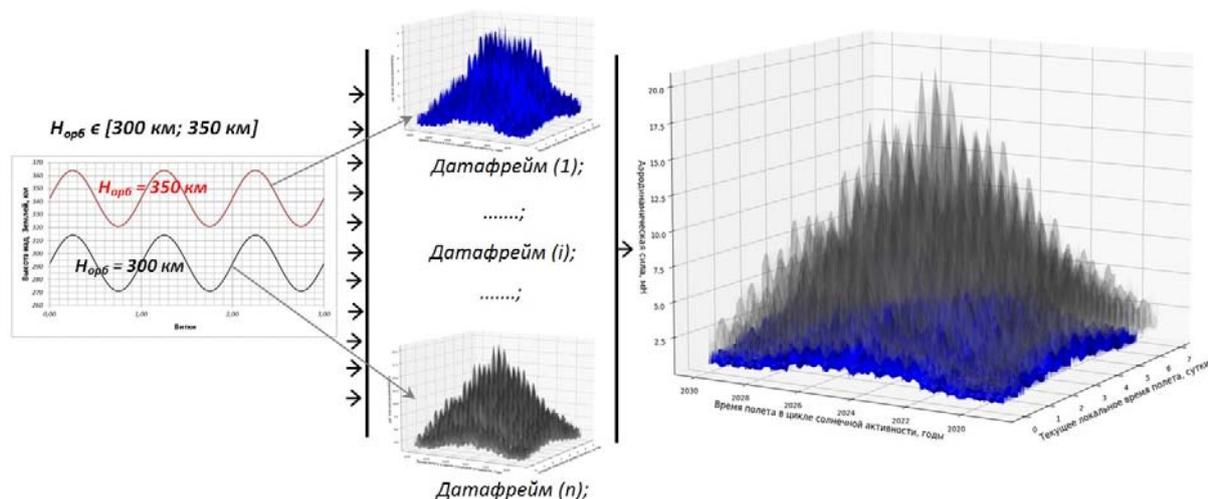


Рис. 7. Пример формирования множества величин силы сопротивления верхней атмосферы в диапазоне околокруговых орбит высотой 300...350 км с учётом изменения баллистического коэффициента

При исследованиях величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли с помощью описанной цифровой модели на краткосрочном периоде накопленные данные также можно размещать в каталогах (библиотеках). В дальнейшем рекомендации по характеристикам ЭДРУ в проектируемом низкоорбитальном КА можно получать уже с помощью машинной модели (ML-модели) для обработки каталога «больших данных» (Big Data), без проведения серии численных расчётов для пространства величин аэродинамической силы.

### Заключение

В настоящей статье описана цифровая модель силы сопротивления верхней атмосферы Земли, которую можно использовать при проектировании низкоорбитальных КА. В отличие от классической модели оценки аэродинамической силы, действующей на низкоорбитальный КА, предложенная цифровая модель позволяет получить многомерное множество величин силы сопротивления верхней атмосферы. Полученное многомерное множество наделяет проектанта низкоорбитального КА более широким диапазоном выбора проектных решений. Описанная цифровая модель обеспечивает информацией по величине аэродинамической силы при всех возможных ориентациях КА, для высот в окрестности рабочей орбиты, в планируемый период существования спутника относительно протекающих солнечных циклов. Это позволяет выбрать подходящий ЭРД, найти оптимальное место размещения и направление вектора силы тяги, сформировать программу коррекции рабочей орбиты в соответствии с изменяющейся солнечной активностью.

Описанные в настоящей статье научно-исследовательские результаты получены в рамках выполнения госзадания FSSS-2023-007 и гранта РФФ 23-19-20025.

### Библиографический список

1. Кирилин А.Н., Аншаков Г.П., Ахметов Р.Н., Сторож Д.А. Космическое аппаратостроение: Научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Самара: Издательский дом «АГНИ», 2011. 280 с.
2. PlanetScope. <https://innoter.com/sputniki/planetscope>
3. Абалакин В.К., Аксенов Е.П., Гребеников Е.А., Демин В.Г., Рябов Ю.А. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, 1976. 864 с.
4. Ковтуненко В.М., Камеко В.Ф., Яскевич Э.П. Аэродинамика орбитальных космических аппаратов. Киев: Наукова думка, 1977. 156 с.
5. ГОСТ Р25645.115-84. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. М.: Издательство стандартов, 1991. 31 с.
6. ГОСТ Р25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. М.: Издательство стандартов, 2004. 24 с.
7. Первушин А. Кошмар «Скайлэба». <https://warspot.ru/19561-koshmar-skayleba?ysclid=ldx0hsmmc4525526033>

## DIGITAL MODEL OF THE DRAG FORCE OF THE EARTH'S UPPER ATMOSPHERE FOR THE DESIGN OF LOW-ORBIT SPACECRAFT

© 2023

**V. V. Volotsuev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Space Mechanical Engineering named after General Designer D.I. Kozlov; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [volotsuev@mail.ru](mailto:volotsuev@mail.ru)

A digital model is described for estimating the drag force of the Earth's upper atmosphere acting on a low-orbit spacecraft. Unlike the classical model of aerodynamic force, the digital model is the result of a computer algorithm. This algorithm calculates the field of aerodynamic force values, taking into account changes in the flight altitude, aerodynamic coefficient and the area of the spacecraft midsection over time. The calculations also use a digital model of the dynamic density of the Earth's upper atmosphere. The digital model of the drag force of the Earth's upper atmosphere is useful in the design of low-orbit spacecraft with a low-thrust jet propulsion system (thrust order – millinewtons). On the basis of the calculated values of the aerodynamic force, it is possible to form requirements for the geometry of the spacecraft, attitude modes and arrangement of low-thrust jet engines (for example, electric jet engines). With the accumulation of big data in the form of tabular functions of aerodynamic force from the space of various design and ballistic parameters of low-orbit spacecraft, it is possible to create a machine model (ML-model). It will make forecasts of the values of the design characteristics for the low-orbit spacecraft being developed according to a limited set of initial requirements.

*Spacecraft; low orbit; low thrust; aerodynamic drag force; design; Earth's upper atmosphere; digital model; big data*

---

*Citation:* Volotsuev V.V. Digital model of the drag force of the Earth's upper atmosphere for the design of low-orbit spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 13-24.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-13-24

### References

1. Kirilin A.N., Anshakov G.P., Akhmetov R.N., Storozh D.A. *Kosmicheskoe apparatostroenie: Nauchno-tehnicheskie issledovaniya i prakticheskie razrabotki GNPRKTs «TsSKB-Progress»* [Space hardware engineering: Scientific and technical research and

practical studies of GNPRCC TSSKB-Progress]. Samara: Izdatel'skiy Dom «AGNI», 2011. 280 p.

2. PlanetScope. Available at: <https://innoter.com/sputniki/planetscope>

3. Abalakin V.K., Aksenov E.P., Grebenikov E.A., Demin V.G., Ryabov Yu.A. *Spravochnoe rukovodstvo po nebesnoy mekhanike i astrodinamike* [Reference guide to celestial mechanics and astrodynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1976. 864 p.

4. Kovtunenkov V.M., Kameko V.F., Yaskevich E.P. *Aerodinamika orbital'nykh kosmicheskikh apparatov* [Aerodynamics of orbital spacecraft]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1977. 156 p.

5. GOST R25645.115-84. Earth upper atmosphere. Density model for ballistics support of flights of artificial Earth satellites. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1991. 31 p.

6. GOST R25645.166-2004. Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial Earth satellites. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 2004. 24 p.

7. Pervushin A. *Koshmar «Skayleba»* [Skylab's Nightmare]. Available at: <https://warspot.ru/19561-koshmar-skayleba?ysclid=ldx0hsmmc4525526033>