

Уточненная оценка аэродинамических характеристик наноспутника сложной геометрии

© Е.В. Баринаова, Е.А. Болтов, Н.А. Елисов, И.А. Ломака

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва, Самара, 443086, Россия

В работе показан подход к уточнению аэродинамических характеристик (коэффициента лобового сопротивления, аэродинамического момента) наноспутника сложной геометрии. Подход, основанный на методе прямого моделирования Монте-Карло, учитывает такие факторы, как диффузное отражение частиц от поверхности наноспутника (модель Черчиньяни — Ламписса — Лорда), химический состав атмосферы на высоте орбиты и тепловую скорость частиц. Для описания геометрии наноспутника используется конечно-элементная сетка размерностью 5 мм. В работе приведено сравнение предлагаемого подхода с инженерным методом расчета аэродинамических характеристик на примере наноспутника SamSat-ION в случае его плоского движения. Для коэффициента лобового сопротивления и величины аэродинамического момента различие результатов при использовании рассмотренных подходов достигает 20 % и 16 % соответственно.

Ключевые слова: наноспутник, свободно-молекулярное течение, прямое моделирование Монте-Карло, взаимодействие частиц с поверхностью, модель Черчиньяни — Ламписса — Лорда, коэффициент лобового сопротивления, центр давления

Введение. В настоящее время наноспутники (НС) являются наиболее активно развивающимся классом космических аппаратов (КА), которые решают все более и более сложные научные и технические задачи (дистанционное зондирование Земли, мониторинг околоземного пространства, астрономические исследования, исследование ионосферы и др.) [1–3].

Как правило, НС представляют собой КА формата CubeSat, которые имеют форму прямоугольного параллелепипеда сечением 100×100 мм и длиной от 113 до 340 мм (1U–3U соответственно). Также находят применение НС формата 6U и 12U (габаритами 100×200×340 и 200×200×340 мм соответственно). Формат CubeSat накладывает существенные ограничения на массу, габариты и энергетическую полезную нагрузку НС, в связи с чем разработчикам приходится использовать различные трансформируемые конструкции на борту НС (солнечные панели, штанги с аппаратурой, антенны и др. [4–6]).

В основном НС запускаются на низкие околоземные орбиты высотой от 300 до 600 км, на которых аэродинамические силы и моменты оказывают существенное влияние на динамику центра масс НС и относительно центра масс. Это вызвано тем, что величина углового ускорения наноспутника, обусловленного аэродинамическим момен-

том, на два порядка выше, чем у классических аппаратов с большими массой и размерами [7, 8].

Для расчета аэродинамических сил, действующих на НС, необходимо использовать уравнение Больцмана, которое описывает движение разреженного газа [9]. Прямое моделирование этого уравнения весьма затруднено вследствие необходимости решения интегрально-дифференциальных уравнений, что приводит к большим вычислительным затратам. В связи с этим было разработано несколько подходов к расчету аэродинамических характеристик (АДХ), которые можно подразделять на инженерные и численные.

Среди инженерных подходов наиболее популярными являются основанные на теории локального взаимодействия, которая заключается в том, что поток импульса, воздействующего на элемент поверхности, определяется местным углом его наклона к набегающему потоку и не зависит от формы тела [10]. Такой подход к определению АДХ КА не учитывает тепловую скорость частиц, химический состав атмосферы, направление векторов нормалей и касательных геометрии КА и характер взаимодействия частиц с поверхностью КА.

Для учета указанных особенностей Берд [11] в 1963 г. предложил статистический подход к решению уравнения Больцмана — прямое моделирование Монте-Карло (ПММК). Эффективность предложенного подхода была подтверждена сравнением результатов моделирования, проведенных для орбитального корабля Space Shuttle, и полученных летных данных [12], и потому этот подход получил широкое распространение среди исследователей.

Одной из первых и простых моделей взаимодействия частиц с поверхностью была зеркально-диффузная модель Максвелла [13], в соответствии с которой частицы с заданной вероятностью (коэффициентом диффузности) отражаются либо зеркально, либо диффузно. Преимуществом этой модели является ее относительная простота, а недостатком — то, что она не учитывает материал поверхности, химический состав частицы и потерю кинетической энергии частицы после соударения с поверхностью.

Модель Ночиллы [14], предложенная в 1962 г., была лишена упомянутых недостатков. Она предполагает использование коэффициента термической аккомодации, который характеризует потерю кинетической энергии частицы после соударения, и осреднение параметров набегающего потока. В соответствии с данной моделью аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы являются функциями от скорости отражения, угла рассеивания и коэффициента термической аккомодации. Модель Ночиллы не получила широкого распространения, так как область ее применения была ограничена. Модель хорошо описывала взаимодействие

лишь некоторых газов (He, Ar, N₂) с полированными поверхностями. Несмотря на это, модель Ночиллы дала толчок к активному изучению вопроса взаимодействия частиц с поверхностью.

В 1971 г. Черчиньяни и Лампис пересмотрели модель Ночиллы в рамках теории ядра рассеивания и представили собственную модель CL [15]. Она предполагала отсутствие адсорбции (поглощения частиц газа твердой поверхностью) и учет взаимодействия каждой частицы набегающего потока с поверхностью тела. Это позволило существенно повысить точность аэродинамических расчетов. В 1991 г. Лордом было предложено уточнение модели Черчиньяни — Ламписа путем расчета ядра рассеивания отдельно для нормальной и касательной составляющих [16]. Позже, в 1995 г., им было представлено дальнейшее развитие модели CL, которое позволило моделировать диффузное отражение частиц от поверхности при неполной аккомодации [17] и интегрировать его в алгоритм ПММК [18]. Данное расширение модели CL привело к его широкому распространению среди исследователей, и модель CL впоследствии была переименована в модель Черчиньяни — Ламписа — Лорда (CLL).

Эффективность предложенных подходов (ПММК и модели CLL) подтверждается многими научными исследованиями. Например, в работах [19, 20] было выполнено сравнение результатов моделирования с использованием моделей Максвелла и CLL и полученных в ходе эксперимента, которое показало хорошую согласованность. Кроме того, авторами было отмечено, что модель CLL более адекватно описывает взаимодействие частиц с поверхностью, чем модель Максвелла. На основе CLL в работе [21] были получены аналитические модели коэффициентов лобового сопротивления для тел простой формы, учитывающие особенности свободно-молекулярного течения. Используя ПММК, в [22] был определен коэффициент лобового сопротивления космического аппарата GRACE с учетом низкой солнечной активности.

Кроме того, на основе модели CLL предлагаются новые модели взаимодействия частиц с поверхностью. Например, в работе [23] представлена модель, отличающаяся от CLL тем, что она позволяет учесть при моделировании химически реагирующий разреженный газ.

В настоящее время в Самарском университете разрабатывается НС SamSat-ION, предназначенный для исследования ионосферы Земли. В состав его научной аппаратуры входят датчик параметров плазмы и выносной магнитометр на штанге. Чувствительные элементы научной аппаратуры НС расположены на внешних сторонах НС. После отделения от носителя данные элементы раскрываются и занимают рабочее положение, показанное на рис. 1.

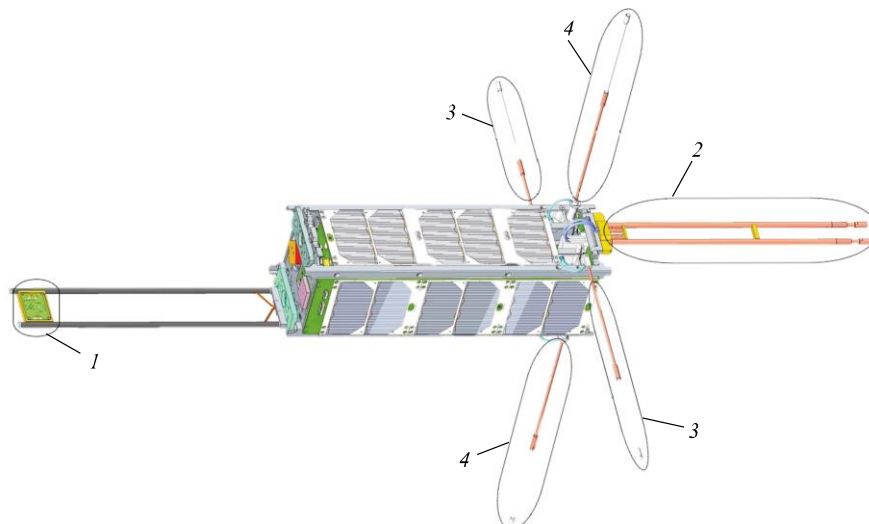


Рис. 1. Внешний вид НС SamSat-ION рабочей конфигурации:
 1 — выносной магнитометр; 2 — датчик параметров плазмы;
 3, 4 — приемно-передающие антенны А1 и А2 соответственно

Предполагаемая высота орбиты SamSat-ION составляет 550 км. На данной высоте аэродинамические силы оказывают заметное влияние, в связи с чем возникает задача оценки АДХ НС SamSat-ION. В работе приведено сравнение результатов расчетов, полученных с использованием теории локального взаимодействия и численного метода ПММК, реализующего модель CLL.

Инженерный подход. Для предварительных аэродинамических расчетов часто используют приближенные методы, делая упор не на точности, а на простоте и скорости расчета. Часто применяемым методом является теория локального взаимодействия. Обработка экспериментальных данных показывает, что точность теории локального взаимодействия приемлема для инженерных расчетов аэродинамических характеристик широкого класса тел на этапе предварительного проектирования [10].

Если принять гипотезу, что обтекание НС свободно-молекулярное и удар молекул газа абсолютно неупругий, то аэродинамическая сила представляет собой силу лобового сопротивления, которая определяется площадью проекции НС на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока. Коэффициент восстанавливающего момента пропорционален площади проекции поперечного сечения КА [24]. При этом предполагается, что давление в «аэродинамической тени» равно нулю. Тогда в случае плоского движения наноспутника аэродинамический момент можно записать в виде

$$M_{\alpha} = -C_{xa} q S_x l_x, \quad (1)$$

где $C_{xa} = C_{xa0} \tilde{S}(\alpha)$, C_{xa0} — свободно-молекулярный коэффициент лобового сопротивления при $\alpha = 0$, который может принимать значения от 2 до 3 в зависимости от физических свойств газа и поверхности НС (для проектных проработок принимается равным 2,2); α — угол атаки; $\tilde{S}(\alpha)$ — площадь проекции НС на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока, отнесенная к площади мишени НС (S_x); l_x — величина проекции центра давления относительно проекции центра масс («плечо»); q — скоростной напор.

Для НС формата CubeSat, имеющего форму прямоугольного параллелепипеда и не содержащего элементов трансформируемых конструкций, приведенная площадь проекции будет иметь вид [8]

$$\tilde{S}(\alpha) = |\cos \alpha| + k_s \sin \alpha, \quad (2)$$

где k_s — отношение площади одной из боковых поверхностей к площади мишени.

Поскольку для прямоугольного параллелепипеда центр давления совпадает с геометрическим центром, величину l_x можно записать в виде

$$l_x = \Delta x \sin \alpha, \quad (3)$$

где Δx — смещение геометрического центра относительно центра масс вдоль продольной оси.

При наличии трансформируемых конструкций центр давления будет изменять свое положение в зависимости от угла атаки, и в выражении для приведенной площади $\tilde{S}(\alpha)$ следует учесть вклад выносных элементов в площадь проекции, а также затенение площадей элементов.

При выводе формулы для площади проекции НС SamSat-ION на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока в рабочей конфигурации, были приняты некоторые допущения. Приемно-передающие антенны были представлены в виде цилиндров постоянного диаметра $d_a = 3,2$ мм и длины $l_{a1} = 0,297$ м для антенн А1 и $l_{a2} = 0,2785$ м для антенн А2 (см. рис. 1).

Торцевая поверхность без антенн была представлена как квадрат с приведенной стороной $a_1 = 0,112$ м, при этом для учета затенения в расчет принималось реальное значение длины стороны торцевой поверхности $a = 0,118$ м. Были заданы длина наноспутника $l = 0,3275$ м, величина $k_s = 3,07$. Датчик параметров плазмы был представлен в виде двух усредненных трубок длиной $l_{pp} = 0,3$ м и диаметром

$d_{pp} = 0,0078$ м. Выносной магнитометр также был представлен в виде двух усредненных трубок длиной $l_m = 0,303$ м и диаметром $d_m = 0,009$ м.

С учетом принятых упрощений площадь проекции НС SamSat-ION на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока, будет иметь следующий вид:

$$S(\alpha) = a_1^2 (|\cos \alpha| + k_s \sin \alpha) + 2d_a l_{a2} + d_a l_{a1} |\cos \alpha| (1 + k_1) - k_1 d_a l \sin \alpha + 2d_{pp} (k_2 l_{pp} \sin \alpha - k_3 a |\cos \alpha|) + 2d_m (k_2 l_m \sin \alpha - k_3 a |\cos \alpha|). \quad (4)$$

Здесь коэффициенты k_1 , k_2 и k_3 задаются в соответствии с условиями:

$$k_1 = \begin{cases} 1, \alpha \in (0^\circ; 40,8^\circ) \cup (137,8^\circ; 180^\circ), \\ 0, \alpha \in (0^\circ; 90^\circ) \cup (40,8^\circ; 137,8^\circ), \end{cases}$$

$$k_2 = \begin{cases} 1, \alpha \in (0^\circ; 158,7^\circ), \\ 0, \alpha \in (158,7^\circ; 180^\circ), \end{cases} \quad (5)$$

$$k_3 = \begin{cases} 1, \alpha \in (90^\circ; 158,7^\circ), \\ 0, \alpha \in (0^\circ; 90^\circ) \cup (158,7^\circ; 180^\circ). \end{cases}$$

Значения коэффициентов k_i были вычислены с учетом перехода элементов конструкции в «аэродинамическую тень».

Значение площади миделя получается из (4) при нулевом значении угла атаки:

$$S_x = S(0) = 0,0163 \text{ м}^2.$$

В отличие от НС, имеющего форму прямоугольного параллелепипеда и не содержащего выносных конструкций, у данного наноспутника центр давления будет изменять свое положение в зависимости от угла атаки. Величину проекции центра давления на плоскость, перпендикулярную вектору набегающего потока, можно вычислить как центр тяжести площади проекции. В случае НС SamSat-ION была получена следующая формула:

$$\begin{aligned} l_x = \frac{1}{2S(\alpha)} & \left(a_1^2 l \sin \alpha |\cos \alpha| + a_1^2 a k_s \sin \alpha \cos \alpha - 2d_a l_{a2} a \cos \alpha + \right. \\ & + d_a l_{a1} |\cos \alpha| (l_{a1} \sin \alpha - l \sin \alpha - a \cos \alpha) + \\ & + k_1 d_a (l_{a1} |\cos \alpha| - l \sin \alpha) (-l_{a1} \sin \alpha - l \sin \alpha + a \cos \alpha) + \quad (6) \\ & + 2d_{pp} (k_2 l_{pp} \sin \alpha - k_3 a |\cos \alpha|) (l_{pp} \sin \alpha + l \sin \alpha + a \cos \alpha) + \\ & + 2d_m (k_2 l_m \sin \alpha - k_3 a |\cos \alpha|) (-l_m \sin \alpha - l \sin \alpha - a \cos \alpha) \left. \right) + \\ & + \Delta x \sin \alpha. \end{aligned}$$

Здесь $S(\alpha)$ вычисляется согласно (4), а коэффициенты k_i определяются согласно (5).

Численный подход. Для проведения более точных аэродинамических расчетов обычно используются численные подходы, основанные на методе Монте-Карло. Как было указано выше, ПММК показывает хорошую согласованность результатов моделирования с летными данными. Алгоритм ПММК следующий [25]:

- 1) определение границ расчетной области;
- 2) построение расчетной сетки;
- 3) задание параметров набегающего потока;
- 4) расчет векторов положения и скоростей частиц на начальном этапе расчета;
- 5) расчет траектории движения частиц;
- 6) проверка выхода частиц за границы расчетной области, частицы, вышедшие за границы, удаляются;
- 7) проверка столкновения частиц с поверхностью, в случае столкновения частиц с поверхностью рассчитываются векторы положения и скорости отраженных частиц, вычисляются усилия, передаваемые частицами поверхности;
- 8) осреднение полученных данных;
- 9) возвращение к п. 5.

Применение ПММК при проведении аэродинамических расчетов опирается на использование расчетных сеток. Наиболее простой вид расчетной сетки — равномерный. Однако применение равномерной расчетной сетки для КА сложной формы может привести к существенному увеличению количества элементов и, следовательно, снижению производительности расчетов. В связи с этим для аэродинамических расчетов в работе используется неравномерная расчетная сетка, построенная с помощью программного обеспечения ICEM CFD (рис. 2).

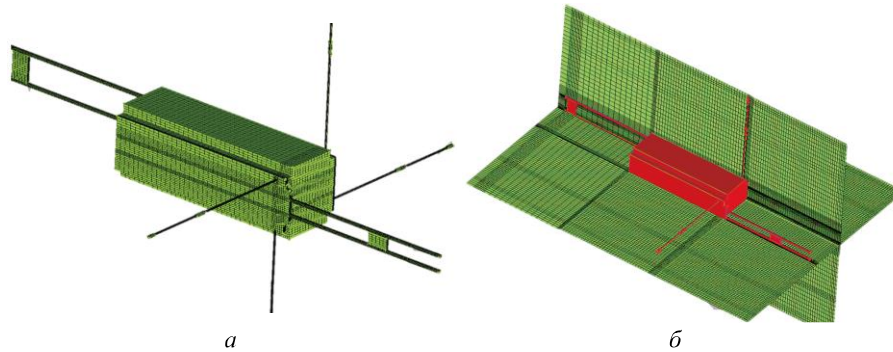


Рис. 2. Поверхностная сетка SamSat-ION (а) и сечение сетки расчетной области (б)

На основе построенной расчетной сетки проводится инициализация решения, т. е. определяются векторы положения и скорости частиц по следующим формулам:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_i &= \mathbf{x}_{c \min} + r_{fx} (\mathbf{x}_{c \max} - \mathbf{x}_{c \min}), \\ V_i &= \sqrt{-\log(r_{fv1})} \cos(2\pi r_{fv1}) \sin(2\pi r_{fv2}) V_{mp} + V_\infty, \end{aligned} \quad (5)$$

где $\mathbf{x}_{c \min}$ — вектор координат ячейки с минимальными значениями; $\mathbf{x}_{c \max}$ — вектор координат ячейки с максимальными значениями; r_{fx} , r_{fv1} , r_{fv2} — равномерно распределенные случайные числа в диапазоне $[0; 1]$; V_{mp} — наиболее вероятная тепловая скорость частиц; V_∞ — вектор скорости набегающего потока.

Наиболее вероятная тепловая скорость частиц принимается в соответствии с распределением Максвелла

$$V_{mp} = \sqrt{\frac{2kT_\infty}{m}}, \quad (6)$$

где k — постоянная Больцмана; T_∞ — температура набегающего потока на заданной высоте; m — масса частицы.

Скорость набегающего потока V_∞ на заданной высоте орбиты рассчитывается в соответствии с соотношением

$$\begin{aligned} V_\infty &= \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = V_{\text{орб}} \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \end{bmatrix}, \\ V_{\text{орб}} &= \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + H}}, \end{aligned}$$

где β — угол скольжения; μ — гравитационный параметр Земли; R_3 — экваториальный радиус Земли; H — высота орбиты.

Траектории частиц вычисляются по формуле

$$\mathbf{x}_{i+1} = \mathbf{x}_i + \mathbf{V}_i \Delta t,$$

где Δt — шаг по времени.

После расчета траектории движения частиц выполняется проверка выхода частиц за границы расчетной области. В случае их выхода частицы удаляются и вместо них вводятся новые, векторы положения и скорости которых рассчитываются в соответствии с (5).

Следующий шаг алгоритма ПММК — проверка столкновения частицы с поверхностью НС. В случае столкновения определяются элементарные нормальные P_n и касательные P_τ усилия, которые они передают элементарной площадке в соответствии с законом сохранения импульса:

$$P_n = m \frac{V_{ni} - V_{nr}}{\Delta t},$$

$$P_\tau = m \frac{V_{\tau i} - V_{\tau r}}{\Delta t},$$

где V_{ni} , V_{nr} — нормальная составляющая скорости падающей и отраженной частицы соответственно; $V_{\tau i}$, $V_{\tau r}$ — касательная составляющая скорости падающей и отраженной частицы соответственно.

Расчет скорости отраженных частиц V_r в соответствии с моделью CLL выполняется с помощью выражений:

$$r_n = \sqrt{-\alpha_n \ln r_{f1}},$$

$$V'_n = \left| \frac{V_{ni}}{V_{mpw}} \right| \sqrt{1 - \alpha_n},$$

$$V_{nr} = V_{mpw} \sqrt{r_n^2 + V_n'^2 + 2r_n V_n' \cos(2\pi r_{f2})},$$

$$r_{\tau 1} = \sqrt{-\alpha_\tau \ln r_{f3}},$$

$$V'_\tau = \left| \frac{V_{\tau i}}{V_{mpw}} \right| \sqrt{1 - \alpha_\tau},$$

$$V_{\tau 1r} = V_{mpw} \left[V'_\tau + r_{\tau 1} \cos(2\pi r_{f4}) \right],$$

$$r_{\tau 2} = \sqrt{-\alpha_\tau \ln r_{f5}},$$

$$V_{\tau 2r} = V_{mpw} r_{\tau 2} \cos(2\pi r_{f6}).$$

Здесь r_{f1} , r_{f2} , r_{f3} , r_{f4} , r_{f5} , r_{f6} — равномерно распределенные случайные числа в диапазоне $[0; 1]$; α_n — коэффициент термической аккомодации, направленной по нормали; V_{mpw} — наиболее вероятная тепловая

скорость частиц вдоль элемента поверхности НС, рассчитываемая по (6), где $T_\infty = T_w$ (T_w — температура элемента поверхности НС); α_τ — коэффициент термической аккомодации, направленной по касательной, вычисляемый по формуле $\alpha_\tau = \sigma_\tau(2 - \sigma_\tau)$, σ_τ — коэффициент аккомодации импульса.

Переход от нормальной и касательной составляющих сил, действующих на элементарную площадку, к аэродинамической силе лобового сопротивления X_a осуществляется с помощью направляющих косинусов:

$$X = (P_n + P_\tau) \frac{V_x}{|\mathbf{V}|},$$

$$Y = (P_n + P_\tau) \frac{V_y}{|\mathbf{V}|},$$

$$X_a = X \cos \alpha + Y \sin \alpha.$$

Здесь X, Y — продольная и нормальная сила соответственно; V_x, V_y — проекции вектора скорости \mathbf{V} на оси Ox и Oy соответственно; P_τ — геометрическая сумма касательных усилий, $P_\tau = \sqrt{P_{\tau 1}^2 + P_{\tau 2}^2}$.

Аэродинамический коэффициент лобового сопротивления рассчитывается так:

$$C_{xa \text{ МК}} = \frac{2X_a}{nmS_x},$$

где n — осредненная концентрация частиц; m — осредненная масса частиц.

Алгоритм ПММК был реализован с помощью математического пакета MATLAB.

Исходные данные для моделирования свободно-молекулярного течения. При этом моделировании используются значения параметров, представленных ниже:

Высота орбиты H , км.....	550
Коэффициент термической аккомодации, направленной по нормали α_n	0,9
Коэффициент аккомодации импульса, направленного по касательной σ_τ	0,9
Температура атмосферы T_∞ , К.....	998,9
Температура поверхности НС T_w , К.....	300
Шаг по времени Δt , нс.....	7,65
Осредненная концентрация частиц $n \cdot 10^{13}$, м^{-3}	1,099
Осредненная масса частиц $m \cdot 10^{-26}$, кг.....	2,63

При моделировании вводится допущение, что на поверхности НС равномерно распределена температура. Химический состав атмосферы приведен в табл. 1.

Таблица 1

Химический состав атмосферы на высоте 550 км

Параметры частиц	N ₂	O ₂	N	O	He	H
Массовая доля, %	13	0,66	0,66	83	2	0,66
Масса частицы $m \cdot 10^{-26}$, кг	4,65	5,31	2,33	2,66	0,66	0,17

Рассматривается «плоский» случай движения НС относительно центра масс в диапазоне углов атаки от 0 до 180°.

Результаты оценки АДХ НС простой формы. Для верификации разработанного алгоритма были проведены расчеты для НС простой формы, не содержащей трансформируемых конструкций. Поскольку ПММК — статистический подход, сравнение значений коэффициентов лобового сопротивления C_{xa} выполняется для диапазона между минимальным и максимальным значениями. В свою очередь, сравнение их значений, полученных с использованием инженерного и численного подходов, показало хорошую согласованность между ними (рис. 3). На рисунке показано, что ПММК сужает область выбора значений коэффициента лобового сопротивления C_{xa} по сравнению с определенными с помощью инженерного подхода. Максимальные и минимальные значения коэффициентов лобового сопротивления с применением двух подходов приведены в табл. 2.

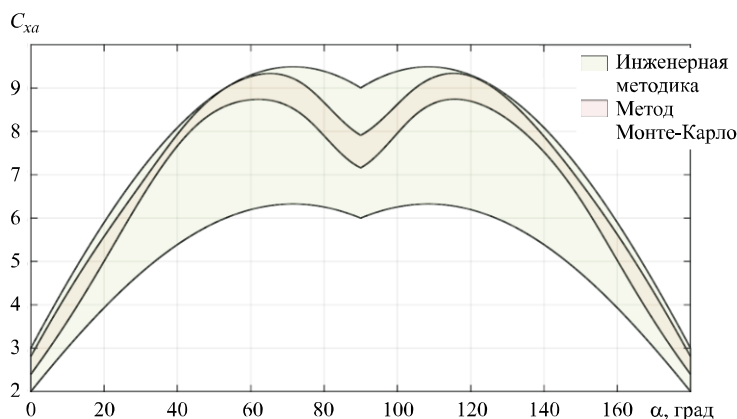


Рис. 3. Коэффициенты лобового сопротивления НС простой формы

Таблица 2

Значения коэффициентов лобового сопротивления

Подход	$C_{xa \text{ min}}$	$C_{xa \text{ max}}$
Инженерный	2	9,5
Численный	2,5	9,3

Результаты оценки АДХ НС SamSat-ION. Наличие трансформируемых конструкций (выдвижных антенн с датчиком плазмы и магнетометром) ожидаемо привело к повышению C_{xa} , связанного с увеличением площади обтекания (рис. 4). Сравнение коэффициентов C_{xa} , определенных с использованием инженерного и численного подходов, также показало хорошую согласованность между ними. Как и в случае НС простой формы, ПММК позволяет сузить область выбираемых значений C_{xa} . Полученные в результате ПММК данные могут быть усреднены с применением полинома $C_{xa} = 9,37 \sin(0,83\alpha) + 0,28$ (красная линия на рис. 4).

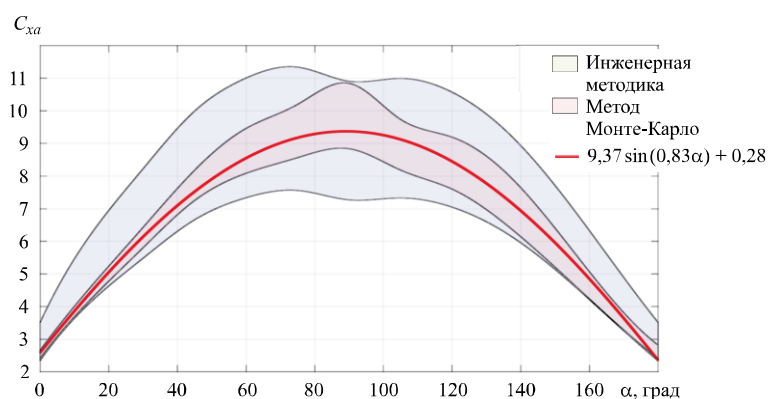


Рис. 4. Коэффициенты лобового сопротивления SamSat-ION

Таблица 3

Значения коэффициентов лобового сопротивления

Подход	$C_{xa \text{ min}}$	$C_{xa \text{ max}}$
Инженерный	2,3	11,4
Численный	2,55	10,8

Для сравнения в табл. 3 представлены максимальные и минимальные значения коэффициентов лобового сопротивления C_{xa} , полученные с использованием инженерного и численного подхода.

Зависимости аэродинамического момента от угла атаки, определенные с помощью инженерного и численного подхода, оказались близкими (рис. 5), максимальная разница результатов составила около 20 % при интервале углов атаки от 60 до 90°.

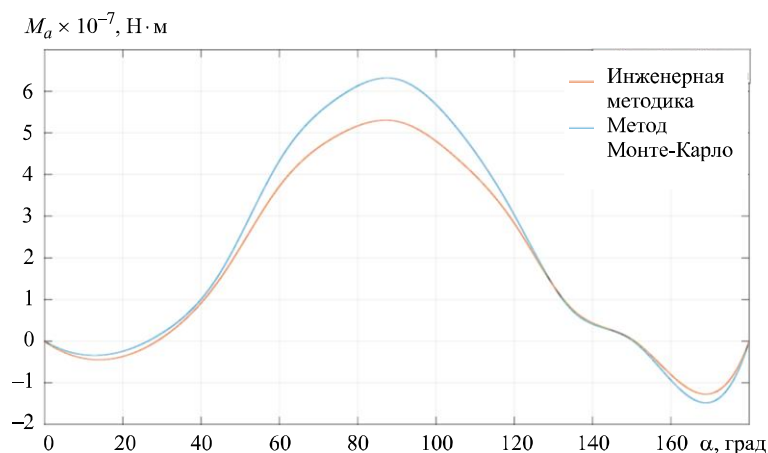


Рис. 5. Зависимость аэродинамического момента от угла атаки

Закключение. Результаты аэродинамических расчетов показали, что использование ПММК позволяет сузить область выбираемых значений коэффициента лобового сопротивления. Сравнение коэффициентов лобового сопротивления и аэродинамического момента, определенных с применением инженерного и численного подхода, показало, что максимальная разница между ними составила 20 и 16 % соответственно. Таким образом, реализованное ПММК не противоречит инженерному методу и может быть использовано при проектировании миссий НС, имеющих на борту различные трансформируемые конструкции.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Duann Y., Chang L.C., Chao C.-K., Chiu Y.-C., Tsai-Lin R., Tai T.-Y., Luo W.-H., Liao C.-T., Liu H.-T., Chung C.-J., Duann R., Kuo C.-L., Liu J.-Y., Yang Z.-M., Gacal G.F., Chandran A., Priyardarshan H., Verma A., Fang T.-W., Srivastava S. IDEASSat: A 3U CubeSat mission for ionospheric science. *Journal Advances in Space Research*, 2020, vol. 66 (1), pp. 116–134.
- [2] Baddock M.C., Bryant R.G., Acosta M.D., Gill T.E. Understanding dust sources through remote sensing: Making a case for CubeSats. *Journal of Arid Environments*, 2021, vol. 184. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0140196320302342> (дата обращения 12.04.2021). <https://doi.org/10.1016/j.jaridenv.2020.104335>
- [3] Cannistra A.F., Shean D.E., Cristea N.C. High-resolution CubeSat imagery and machine learning for detailed snow-covered area. *Journal Remote Sensing*

- of Environment*, 2021, vol. 258. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0034425721001176> (дата обращения 20.04.2021). <https://doi.org/10.1016/j.rse.2021.112399>
- [4] Miyazaki Y. Deployable techniques for small satellites. *Journal Proceedings of the IEEE*, 2018, vol. 106 (3), pp. 471–483.
- [5] Santoni F., Piergentili F., Donati S., Perelli M., Negri A., Marino M. An innovative deployable solar panel system for Cubesats. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 95, pp. 210–217.
- [6] Fanchini G., Gagliostro D. The e-st@r CubeSat: Antennas system. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 69 (11–12), pp. 1089–1095.
- [7] Белоконов И.В., Тимбай И.А., Николаев П.Н. Анализ и синтез движения аэродинамически стабилизированных космических аппаратов нанокласса формата CubeSat. *Гироскопия и навигация*, 2018, № 3, с. 69–91.
- [8] Belokonov I.V., Kramlikh A.V., Timbai I.A. Low-orbital transformable nanosatellite: Research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization. *Journal Advances in the Astronautical Sciences*, 2015, vol. 153, pp. 383–397.
- [9] Shen C. *Rarefied gas dynamics. Fundamentals, simulations and micro flows*. Berlin, Springer-Verlag, 2005, 421 p.
- [10] Алексеева Е.В., Баранцев Р.Г. *Локальный метод аэродинамического расчета в разреженной газе*. Ленинград, Издательство ЛГУ, 1976, 210 с.
- [11] Bird G.A. Approach to translational equilibrium in a rigid sphere gas. *Journal Physics of Fluids*, 1963, vol. 6 (10), pp. 1518–1519.
- [12] Bird G.A. Application of the Direct Simulation Monte Carlo Method to the full shuttle geometry. *5th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Seattle, 18–20 June 1990*. Seattle, AIAA, 1990, 7 p.
- [13] Maxwell J.C. On stresses in rarified gases arising from inequalities of temperature. *Journal The Royal Society*, 1878, vol. 27, pp. 304–308.
- [14] Nocilla S. The surface re-emission law in free molecular flow. *Proc. 3rd Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics*. New York, Academic Press, 1963, vol. 1, pp. 327–346.
- [15] Cercignani C., Lampis M. Kinetic models for gas-surface interactions. *Journal Transport Theory and Statistical Physics*, 1971, vol. 1 (2), pp. 101–114.
- [16] Lord R.G. Some extensions to the Cercignani—Lampis gas-surface scattering kernel. *Journal Physics of Fluids*, 1991, vol. 3, pp. 1427–1433.
- [17] Lord R.G. Some further extensions of the Cercignani—Lampis gas-surface scattering kernel. *Journal Physics of Fluids*, 1995, vol. 7, pp. 1159–1161.
- [18] Lord R.G. Application of the Cercignani—Lampis Scattering Kernel to Direct Simulation Monte Carlo Calculations. *Proc. 17th Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. Rheinisch-Westfaelische Technische Hochschule Aachen*. Aachen, Wiley-VCH Publisher, 1995, pp. 1427–1433.
- [19] Padilla J.F., Boyd I.D. Assessment of gas-surface interaction models in dsmc analysis of rarefied hypersonic flow. *39th AIAA Thermophysics Conference. Miami, 25–28 June 2007*. Miami, AIAA, 2007, 15 p.
- [20] Padilla J.F., Boyd I.D. Assessment of gas-surface interaction models for computation of rarefied hypersonic flow. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2009, vol. 23 (1), pp. 96–105.
- [21] Walker A., Mehta P., Koller J. Drag coefficient model using the cercignani-lampis-lord gas-surface interaction model. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, vol. 51 (5), 20 p.

- [22] Mehta P.M., McLaughlin C.A. Drag coefficient modeling for grace using Direct Simulation Monte Carlo. *Journal Advances in Space Research*, 2013, vol. 52, pp. 2035–2051.
- [23] Gorji M.H., Jenny P. A gas-surface interaction kernel for diatomic rarefied gas flows based on the Cercignani—Lampis—Lord model. *Journal Physics of Fluids*, 2014, vol. 26, 16 p.
- [24] Белецкий В.В. *Движение искусственного спутника относительно центра масс*. Москва, Наука, 1965, 416 с.
- [25] Bird G.A. *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*. Oxford, University Press, 1994, 479 p.

Статья поступила в редакцию 03.09.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Баринова Е.В., Болтов Е.А., Елисов Н.А., Ломака И.А. Уточненная оценка аэродинамических характеристик наноспутника сложной геометрии. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 10.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-10-2120>

Баринова Елена Витальевна — канд. техн. наук, старший научный сотрудник НИЛ-102, доцент кафедры высшей математики, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. e-mail: l5545@yandex.ru

Болтов Елисей Александрович — младший научный сотрудник НИЛ-102, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. e-mail: boltov_ea@mail.ru

Елисов Николай Алексеевич — младший научный сотрудник НИЛ-102, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. e-mail: mr07th@gmail.com

Ломака Игорь Андреевич — младший научный сотрудник НИЛ-102, ассистент межвузовской кафедры космических исследований, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. e-mail: igorlomaka63@gmail.com

Improved estimation of aerodynamic characteristics of a complex geometry nanosatellite

© E.V. Barinova, E.A. Boltov, N.A. Elisov, I.A. Lomaka

Samara National Research University, Samara, 443086, Russia

The paper presents an approach to refine the aerodynamic characteristics (drag coefficient, aerodynamic torque) of a complex-geometry nanosatellite. The approach is based on the direct simulation Monte-Carlo method. The calculations took into account gas–surface interaction according to Cercignani–Lampis–Lord model, chemical composition of atmosphere on the orbit altitude and particle thermal velocity. The nanosatellite complex geometry was described as a finite-element grid with the cell size of 5 mm. The results of the engineering and numerical methods were compared. The differences in drag coefficient and aerodynamic torque between the two methods reached 20%.

Keywords: nanosatellite, free molecular flow, direct simulation Monte-Carlo, gas-surface interaction, Cercignani-Lampis-Lord model, drag coefficient, center of pressure

The work was carried out within the framework of the project 0777-2020-0018, funded from the state assignment for the winners of the competition among scientific laboratories of higher education institutions of the Ministry of Education and Science of Russia.

REFERENCES

- [1] Duann Y., Chang L.C., Chao C.-K., Chiu Y.-C., Tsai-Lin R., Tai T.-Y., Luo W.-H., Liao C.-T., Liu H.-T., Chung C.-J., Duann R., Kuo C.-L., Liu J.-Y., Yang Z.-M., Gacal G.F., Chandran A., Priyadarshan H., Verma A., Fang T.-W., Srivastava S. *Advances in Space Research*, 2020, vol. 66 (1), pp. 116–134.
- [2] Baddock M.C., Bryant R.G., Acosta M.D., Gill T.E. *Journal of Arid Environments*, 2021, vol. 184. Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0140196320302342> (accessed April 12, 2021). <https://doi.org/10.1016/j.jaridenv.2020.104335>
- [3] Cannistrà A.F., Shean D.E., Cristea N.C. *Remote Sensing of Environment*, 2021, vol. 258. Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0034425721001176> (accessed April 20, 2021). <https://doi.org/10.1016/j.rse.2021.112399>
- [4] Miyazaki Y. *Proceedings of the IEEE*, 2018, vol. 106 (3), pp. 471–483.
- [5] Santoni F., Piergentili F., Donati S., Perelli M., Negri A., Marino M. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 95, pp. 210–217.
- [6] Fanchini G., Gagliostro D. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 69 (11-12), pp. 1089–1095.
- [7] Belokonov I.V., Timbai I.A., Nikolaev P.N. *Girokopiya i Navigatsiya — Gyroscopy and Navigation*, 2018, vol. 26 (3), pp. 69–91.
- [8] Belokonov I.V., Kramlikh A.V., Timbai I.A. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2015, vol. 153, pp. 383–397.
- [9] Shen C. *Rarefied gas dynamics. Fundamentals, simulations and micro flows*, Berlin, Springer-Verlag, 2005, 421 p.

- [10] Alekseeva E.V., Barancev R.G. *Lokalnyi metod aerodinamicheskogo rascheta v razrezhennom gaze* [Local method of aerodynamic calculation in rarefied gas]. Leningrad, LGU Publ., 1976, 210 p.
- [11] Bird G.A. *Physics of Fluids*, 1963, vol. 6 (10), pp. 1518–1519.
- [12] Bird G.A. Application of the Direct Simulation Monte Carlo Method to the Full Shuttle Geometry. *5th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Seattle, 18–20 June 1990*. Seattle, AIAA, 1990, 7 p.
- [13] Maxwell J.C. *The Royal Society*, 1878, vol. 27, pp. 304–308.
- [14] Nocilla S. The Surface Re-emission Law in Free Molecular Flow. *Proc. 3rd Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics*. New York, Academic Press, 1963, vol. 1, pp. 327–346.
- [15] Cercignani C., Lampis M. *Transport Theory and Statistical Physics*, 1971, vol. 1 (2), pp. 101–114.
- [16] Lord R.G. *Physics of Fluids*, 1991, vol. 3, pp. 1427–1433.
- [17] Lord R.G. *Physics of Fluids*, 1995, vol. 7, pp. 1159–1161.
- [18] Lord R.G. Application of the Cercignani-Lampis Scattering Kernel to Direct Simulation Monte Carlo Calculations. *Proc. 17th Int. Symp. On Rarefied Gas Dynamics*. Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen. Aachen, Wiley-VCH Publisher, 1995, pp. 1427–1433.
- [19] Padilla J.F., Boyd I.D. Assessment of Gas-Surface Interaction Models in DSMC Analysis of Rarefied Hypersonic flow. *39th AIAA Thermophysics Conference. Miami, 25–28 June 2007*. Miami, AIAA, 2007, 15 p.
- [20] Padilla J.F., Boyd I.D. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2009, vol. 23 (1), pp. 96–105.
- [21] Walker A., Mehta P., Koller J. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, vol. 51 (5), 20 p.
- [22] Mehta P.M., McLaughlin C.A. *Advances in Space Research*, 2013, vol. 52, pp. 2035–2051.
- [23] Gorji M.H., Jenny P. *Physics of Fluids*, 2014, vol. 26, 16 p.
- [24] Beletskiy V.V. *Dvizhenie iskusstvennogo sputnika ontositelno tsentra mass* [The movement of an artificial satellite relative to the center of mass]. Moscow, Nauka Publ., 1965, 416 p.
- [25] Bird G.A. *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*. Oxford, University Press, 1994, 479 p.

Barinova E.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Advanced Mathematics, Senior Research Fellow, Research laboratory no. 102, Samara National Research University. e-mail: 15545@yandex.ru

Boltov E.A., Junior Research Fellow, Research laboratory no. 102, Samara National Research University. e-mail: boltov_ea@mail.ru

Elisov N.A., Junior Research Fellow, Research laboratory no. 102, Samara National Research University. e-mail: mr07th@gmail.com

Lomaka I.A., Assist. Lecturer, Inter-University Department of Space Research, Junior Researcher of Research laboratory no. 102, Samara National Research University. e-mail: igorlomaka63@gmail.com