

АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Председатель к.т.н. Шахов В.Г.

УДК 629.8

Елисов Н.А., Ломака И.А.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ НОСОВОЙ ЧАСТИ НА СРОК СУЩЕСТВОВАНИЯ НАНОСПУТНИКА

В настоящее время наиболее развивающимся классом космических аппаратов является класс наноспутников (НС). С помощью НС выполняются различные научно-технические задачи, например, дистанционное зондирование Земли, обеспечение связи, изучение космического пространства и многие другие. Несмотря на малые размеры НС, их орбита движения также подвержена влиянию атмосферы Земли, в связи с чем, возникает необходимость по оценке срока существования НС на орбите, который зависит от аэродинамических характеристик НС.

При проведении аэродинамических расчётов НС обычно используются два подхода: инженерный и численный. Инженерные подходы, основывающиеся на гипотезе локального взаимодействия [1], как правило, используются на этапе предварительного проектирования, как НС, так и его орбиты. Однако, для учёта особенностей свободномолекулярного течения, например, тепловой скорости молекул, химического состава атмосферы на определённой высоте и взаимодействия частиц с поверхностью необходимо использовать численные подходы, например, прямое моделирование Монте-Карло [2].

При проведении аэродинамических расчётов с использованием прямого моделирования Монте-Карло важную роль играет выбор модели взаимодействия частиц с поверхностью НС. Наиболее популярными моделями взаимодействия являются абсолютно неупругий удар частиц, зеркальное отражение и диффузное отражение, которое является наиболее точной. В свою очередь, модель диффузного отражения также имеет несколько вариаций, среди которых диффузно-зеркальная модель Максвелла [3], модель Ночиллы [4] и модель Черчиньяни-Ламписа-Лорда (CLL) [5].

В работе рассматривается влияние формы носовой части НС на его срок существования на орбите. Исследование проводится с использованием прямого моделирования Монте-Карло с моделью взаимодействия частиц с поверхностью CLL [5]. Выбор данной модели обусловлен её наибольшей точностью по сравнению с другими. Рассматриваются НС без носовой части, с затупленной носовой частью, пирамидальной носовой частью и с цилиндрической носовой частью, представленные на рис. 1.

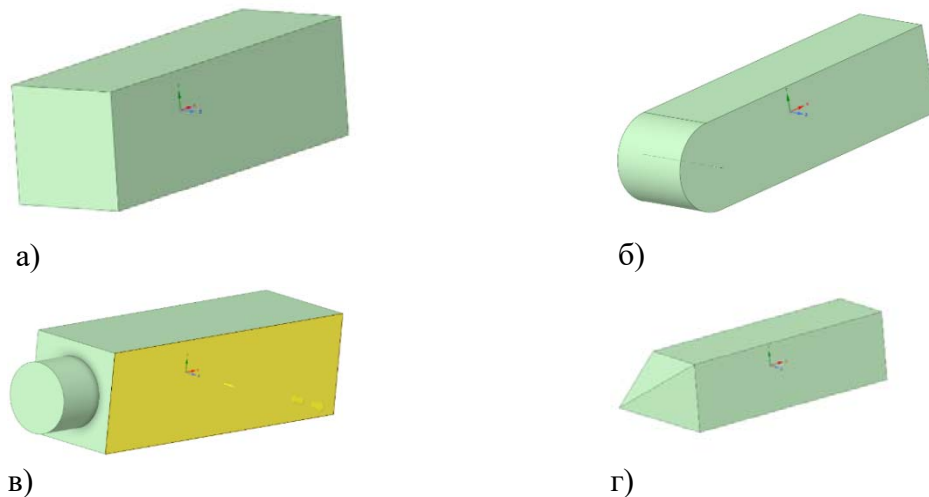


Рис. 1. НС (а) без носовой части, (б) с затупленной носовой частью, (в) с цилиндрической носовой частью и (г) с пирамидальной носовой частью

Аэродинамические расчёты проводятся в соответствии с параметрами, представленными в табл. 1. Химический состав атмосферы на рассматриваемой высоте приведён в табл. 2.

Таблица 1 – Исходные данные моделирования

| Параметр | Значение |
|---|----------|
| Высота орбиты H , км | 400 |
| Коэффициент термической аккомодации, направленной по нормали α_n | 0,9 |
| Коэффициент аккомодации импульса, направленного по касательной σ_t | 0,9 |
| Температура атмосферы T_∞ , К | 995,9 |
| Температура поверхности НС T_w , К | 300 |
| Шаг по времени Δt , нс | 2,7 |
| Осреднённая концентрация частиц $n \cdot 10^{14}$, м ⁻³ | 1,057 |
| Осреднённая масса частиц $m \cdot 10^{-26}$, кг | 2,63 |

Таблица 2 – Химический состав атмосферы на высоте 400 км

| Параметры частиц | N ₂ | O ₂ | N | O | He | H |
|---------------------------------------|----------------|----------------|------|-------|------|------|
| Массовая доля, % | 13 | 0,50 | 0,50 | 84,25 | 1,3 | 0,45 |
| Масса частицы $m \cdot 10^{-26}$, кг | 4,65 | 5,31 | 2,33 | 2,66 | 0,66 | 0,17 |

При проведении расчётов было использовано допущение, что поверхность НС имеет равномерную температуру. Так как прямое моделирование Монте-Карло является статистическим подходом решения уравнения Больцмана, то он будет давать «зашумлённое» решение. В связи с этим, результаты аэродинамических расчётов представлены в виде диапазона от минимального до максимального значений (рис. 1). Для НС, не имеющего носовую часть, максимальное значение $C_{xa} = 3$ достигается при угле атаки $\alpha = 32^\circ$ (рис. 2, а). Наличие затупленной и пирамидальной носовых частей (рис. 2,б и рис. 2,г) привело к увеличению максимального значения коэффициента лобового сопротивления, которое составило $C_{xa} = 3,2$ и $C_{xa} = 3,4$ соответственно. Максимальное значение для НС с затупленной и пирамидальной носовыми частями достигается при углах атаки $\alpha = 22^\circ$ и $\alpha = 20^\circ$. Увеличение коэффициента лобового сопротивления при наличии вышеупомянутых носовых частях можно объяснить следующим образом. При отсутствии носовой части большинство частиц передаёт усилие по нормали к поверхности. Несмотря на то, что наличие сферического затупления или пирамидальной носовой части приводит к уменьшению передаваемого нормального усилия, в результирующее усилие начинают вносить заметный вклад касательные усилия. Наименьшее максимальное значение коэффициента лобового сопротивления имеет НС с цилиндрической носовой частью, которое составляет $C_{xa} = 2,78$ (рис. 2,в). Данное уменьшение связано с тем, что при взаимодействии частиц с цилиндрической поверхностью нормальные усилия снижаются, а касательные усилия вносят менее заметный вклад в результирующее усилие по сравнению с НС с затупленной и пирамидальной носовыми частями.

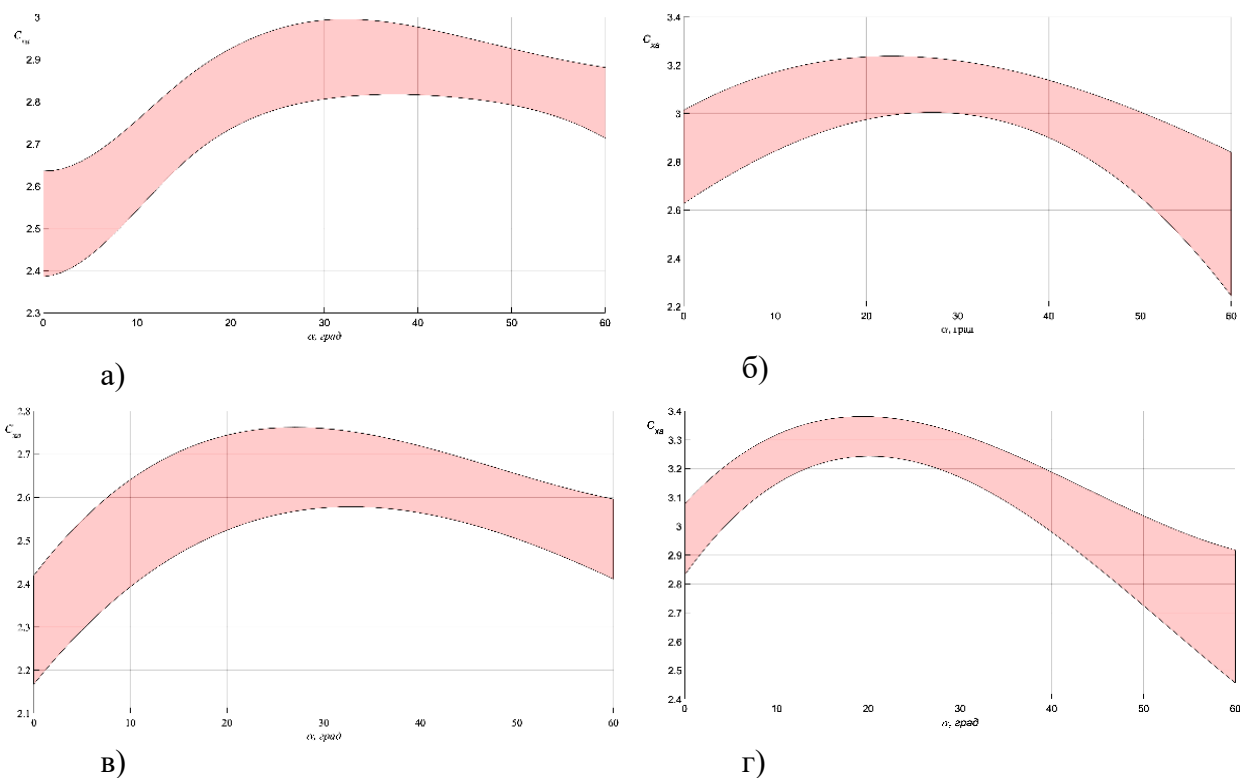


Рис. 2 – Разброс коэффициента лобового сопротивления C_{xa} , полученное для НС (а) без носовой части, (б) с затупленной носовой частью, (в) с цилиндрической носовой частью и (г) с пирамидальной носовой частью

Для наглядного сравнения коэффициентов лобового сопротивления, полученных в ходе аэродинамических расчётов для НС с различными носовыми частями, значения, представленные на рис. 2, были осреднены (рис. 3). Оказалось, что наименьшие значения коэффициента лобового сопротивления имеют НС без носовой части и с цилиндрической носовой частью. На нулевом угле атаки наибольшее значение коэффициента лобового сопротивления имеет НС с затупленной носовой частью. Однако, в диапазоне углов атаки $\alpha \in [4,5^\circ; 33,2^\circ]$ больший коэффициент лобового сопротивления имеет НС с пирамидальной носовой частью.

Время существования НС на орбите определяется из следующего соотношения:

$$t_{\text{сущ}} = \frac{F(H_0)}{\sigma},$$

где $F(H_0)$ – функция от начальной высоты, принятая равной 0,5389 для случая высокой солнечной активности; σ – баллистический коэффициент, определяемый

соотношением $\sigma = \frac{C_{xa} S}{2m}$, где S – площадь миделя; m – масса наноспутника.

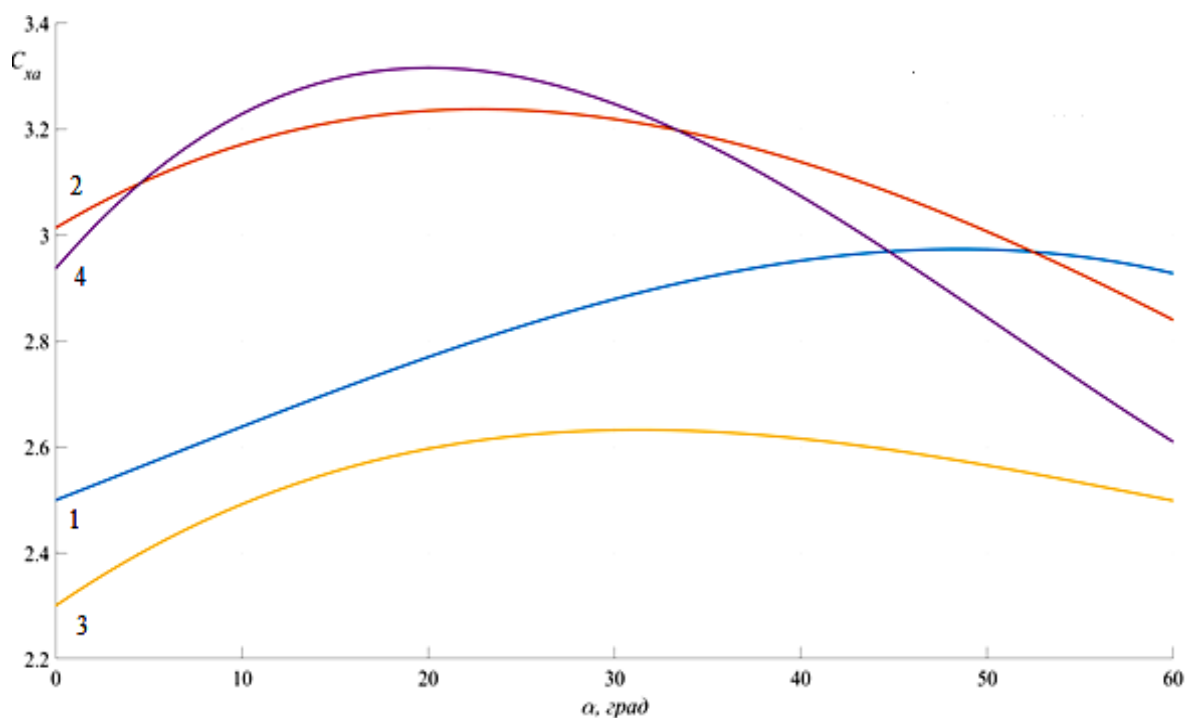


Рис. 3 – Сравнение коэффициентов лобового сопротивления, полученных для разных форм носовых частей: 1 – без носовой части; 2 – затупленная носовая часть; 3 – цилиндрическая носовая часть; 4 – пирамидальная носовая часть

Срок существования НС на нулевом угле атаки в зависимости от формы носовой части при площади миделя $S = 0,01 \text{ м}^2$ и массе НС $m = 10 \text{ кг}$ представлен в табл. 3.

Таблица 3 – Срок существования НС в зависимости от формы носовой части

| Форма носовой части | Время существования НС $t_{\text{сущ}}$, лет |
|------------------------------|---|
| Без носовой части | 11,8 |
| Затупленная носовая часть | 10,1 |
| Цилиндрическая носовая часть | 12,8 |
| Пирамидальная носовая часть | 10,5 |

Исходя из полученных результатов, можно сделать вывод, что наиболее предпочтительной формой носовой части НС является цилиндрическая, так как с данной формой НС сможет просуществовать на орбите ≈ 13 лет. С другой стороны, наименее предпочтительной формой носовой части является затупленная. С затупленной носовой частью НС просуществует на орбите ≈ 10 лет.

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

Библиографический список

1. Алексеева, Е.В. Локальный метод аэродинамического расчёта в разреженном газе / Е.В. Алексеева, Р.Г. Баранцев. – Ленинград: Изд-во ЛГУ, 1976, – 210 с.
2. Bird, G.A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows / G.A. Bird. – Oxford: University Press, 1994. – 479 p.
3. Maxwell, J.C. On Stresses in Rarified Gases Arising from Inequalities of Temperature / J.C. Maxwell // The Royal Society. – 1878. – Vol. 27. – P. 304–308.
4. Nocilla, S. The Surface Re-emission Law in Free Molecular Flow / S. Nocilla // Proceedings of 3rd International Symposium on Rarefied Gas Dynamics.
5. Lord, R.G. Some further extensions of the Cercignani-Lampis Lord gas-surface scattering kernel / R.G. Lord // Physics of Fluids. – 1995. – Vol. 7. – P. 1159–1161.

УДК 531.533

Кусюмов А.Н., Кусюмов С.А.

О НЕКОТОРЫХ ЗАМЕЧАНИЯХ К РАСЧЕТУ СОПЛА ЛАВАЛЯ

Необходимым условием для создания сверхзвукового потока на выходе из сопла Лавалья является обеспечение в критическом сечении равенства местных скорости течения $V_{кр}$ и скорости звука $a_{кр}$. Данное условие можно записать в виде [1]:

$$V_{кр} = a_{кр} = a_0 \sqrt{\frac{2}{k+1}}, \quad (1)$$

где k – показатель адиабаты газа. В выражение (1) входит также скорость звука заторможенного течения a_0 , которая определяется выражением

$$a_0^2 = kRT_0, \quad (2)$$

где T_0 – температура торможения газа, R – удельная газовая постоянная. Температура торможения связана с локальным значением температуры потока T выражением

$$T_0 = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right). \quad (3)$$