

ОЦЕНКА ИЗМЕНЕНИЯ СТАБИЛИЗИРУЮЩЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ СМЕЩЕНИИ ЦЕНТРА МАСС

Л. И. Еремин, Д. А. Бондаренко

Рассмотрена возможность использования атмосферы на низких орбитах с целью создания стабилизирующего аэродинамического момента. Проведена оценка зависимости аэродинамического и гравитационного моментов от расположения центра масс космического аппарата.

Ключевые слова: низкоорбитальный космический аппарат, центр масс, центр давления, стабилизирующий момент, аэродинамическая устойчивость.

В настоящее время в мире растет интерес к низкоорбитальным космическим аппаратам (КА). Аппараты, функционирующие на низких орбитах, обладают рядом преимуществ, среди которых снижение затрат на запуск и выведение на орбиту, меньшая концентрация космического мусора и увеличение разрешающей способности целевой оптической аппаратуры [1]. Однако при разработке проектов низкоорбитальных КА приходится сталкиваться с проблемами, связанными с изменением плотности атмосферы, что может резко сократить срок их службы. Атмосфера на низких орбитах гораздо более плотная, чем на высоких, что вызывает существенное увеличение сил аэродинамического сопротивления и создаваемых ими моментов. Взаимодействие атмосферы с поверхностью аппарата приводит к более быстрому, по сравнению с высокоорбитальными спутниками, снижению, потере ориентации и дополнительным возмущениям движения КА.

В качестве способов пассивной стабилизации КА могут использоваться гравитационный градиент, магнитные методы, а также аэродинамическая стабилизация [2]. Для снижения силы лобового аэродинамического сопротивления выгодно использование продольной конфигурации низкоорбитального КА (рис. 1).

На рис. 2 приведено сравнение аэродинамических сил лобового сопротивления для случаев классической и продольной компоновки КА. В качестве расчетной модели КА классической компоновки принят куб, равный по объему модели продольной конфигурации, изображенной на рис. 1.

Графики на рис. 2 показывают, что КА продольной компоновки при лобовом обдуве обладает значительно меньшей силой сопротивления, что достигается благодаря меньшему, в сравнении с классическим вариантом, миделю. При этом аэродинамические силы для продольной компоновки заметно быстрее возрастают при отклонении набегающего потока от нулевых углов, что связано с

более резким изменением площади миделя при малых отклонениях набегающего потока в сравнении с классической компоновкой КА. Это свойство может быть использовано для аэродинамической стабилизации КА.

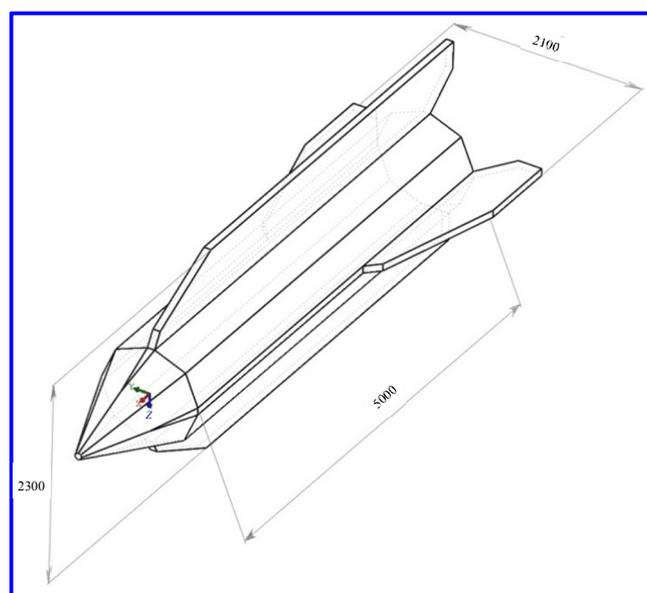


Рис. 1. Упрощенная геометрическая модель космического аппарата продольной конфигурации (размеры указаны в мм)

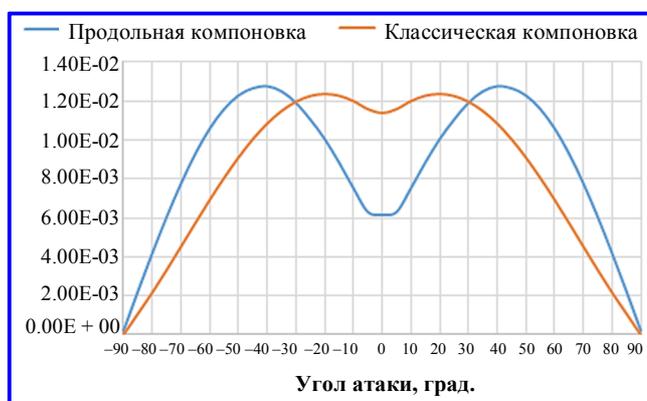


Рис. 2. Сила лобового сопротивления (Н) в зависимости от угла атаки набегающего потока для двух вариантов компоновки КА

Смещение центра масс КА относительно центра давления вдоль продольной оси по направлению движения аппарата позволяет использовать аэродинамические моменты рысканья и тангажа в качестве стабилизирующих моментов с целью обеспечения аэродинамической устойчивости. На рис. 3 приведена принципиальная схема стабилизирующего действия аэродинамического момента.

При относительном расположении центров масс и давления в соответствии с вышеприведенной схемой, аэродинамический момент будет отсутствовать при нулевых углах набегающего потока и возрастет с увеличением этих углов. На рис. 4 приведена зависимость момента тангажа в малом диапазоне отклонения угла атаки набегающего потока от нулевой величины.

Как видно из рис. 4, при малых отклонениях угла атаки от нулевого положения, аэродинамический момент изменяется по закону, достаточно близкому к линейному.

Коэффициент при первой степени полинома имеет физический смысл, близкий к понятию жесткости. Чем выше этот коэффициент, тем больше будет величина восстанавливающего момента. Или, другими словами, чем выше коэффициент, тем меньше будет отклонение аппарата, при котором аэродинамический восстанавливающий момент уравновесит некоторое постоянное внешнее воздействие.

Величина стабилизирующего момента зависит от расположения центра масс и центра давления КА. При этом в отличие от центра масс, центр давления не имеет постоянного расположения, а зависит от ориентации аппарата по отношению к вектору набегающего потока в конкретный момент времени.

На рис. 5 приведен набор графиков зависимости стабилизирующего момента тангажа от угла атаки при различных расположениях центра масс КА на продольной оси, на рис. 6 – зависимость величины аэродинамического момента тангажа от расположения центра масс при фиксированной величине угла атаки (5 град.). Расположение ЦМ принято в соответствии с системой координат, приведенной на рис. 3.

Возникающие при повороте КА аэродинамические моменты могут быть использованы для компенсации внешних воздействий. Таким воздействием, в частности, может являться гравитационный момент. Продолговатое тело при движении по орбите устанавливается осью минимального момента инерции по нормали к центру Земли. Следовательно, такой аппарат будет испытывать непрерывное воздействие гравитационного момента, поворачивающего аппарат «вертикально».

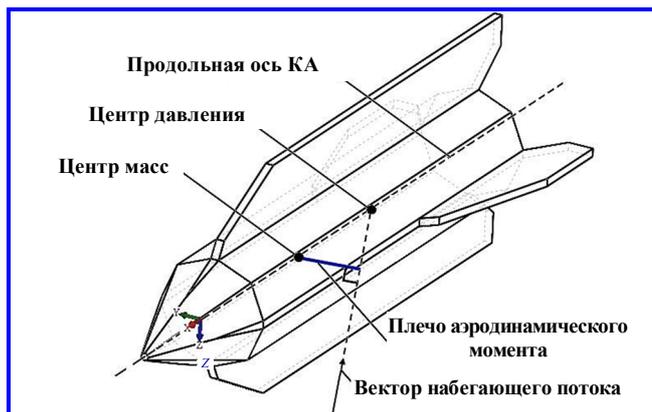


Рис. 3. Стабилизирующее воздействие аэродинамического момента при отклонении вектора набегающего потока от продольной оси аппарата

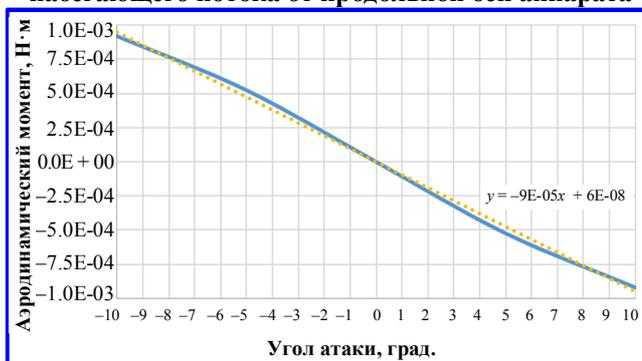


Рис. 4. Зависимость аэродинамического момента тангажа от угла атаки и его аппроксимация полиномом 1 степени

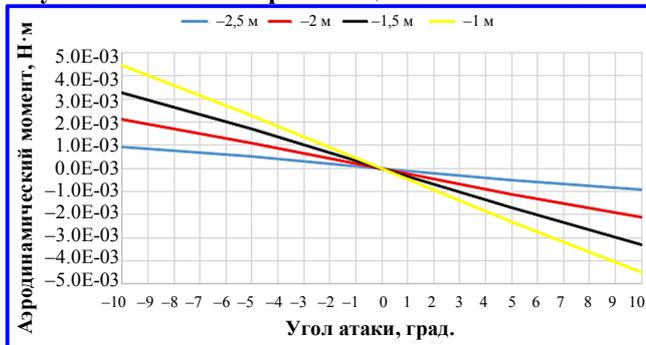


Рис. 5. Восстанавливающие моменты при различных расположениях центров масс на продольной оси космического аппарата

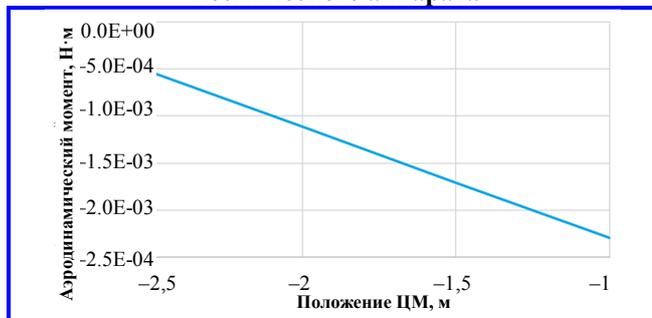


Рис. 6. Величина момента тангажа в зависимости от расположения центра масс при значении угла атаки 5 град.

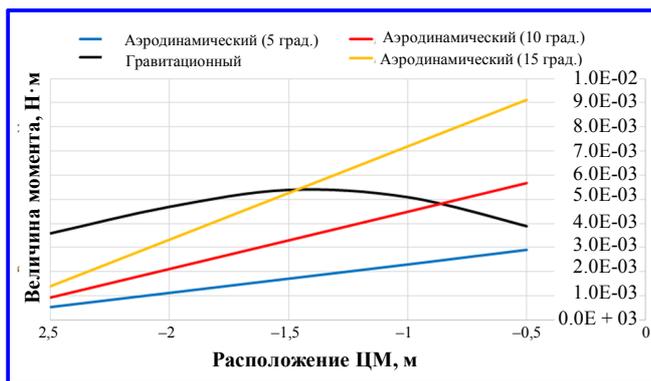


Рис. 7. Величина аэродинамического момента тангажа (угол атаки 10 град.) и гравитационного момента в зависимости от расположения центра масс КА

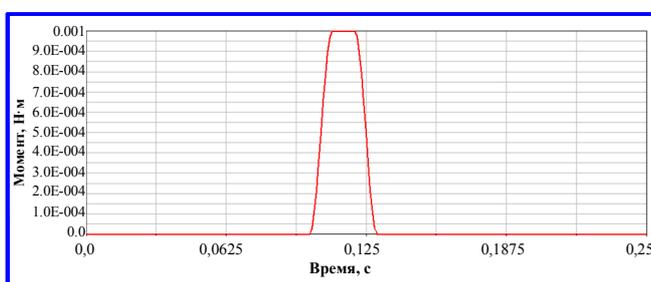


Рис. 8. Возмущающий импульс

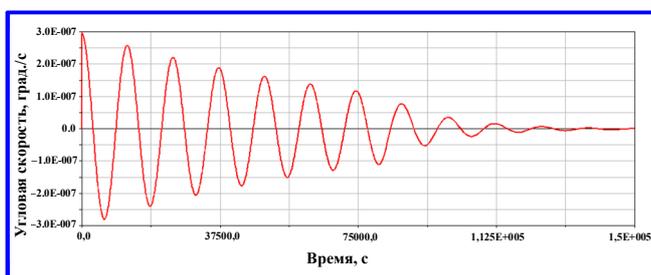


Рис. 9. Угловая скорость КА

Действующий на спутник гравитационный момент можно представить в виде [3]:

$$M_{\text{грав.}} = \frac{3\mu_E}{r^3} (\gamma \hat{I} \gamma),$$

где μ_E – гравитационная постоянная Земли; $r = |R|$, R – геоцентрический радиус-вектор КА; $\gamma = \frac{R}{r}$, \hat{I} – тензор инерции КА.

При смещении центра масс спутника к его носовой части величина аэродинамического восстанавливающего момента возрастает, благодаря увеличению плеча действия аэродинамической силы. Однако такое смещение центра масс изменяет и тензор инерции КА и, следовательно, величину гравитационного момента. На рис. 7 приведены зави-

симости аэродинамического и гравитационного моментов от расположения центра масс КА.

Характер графика изменения величины гравитационного момента, приведенного на рис. 6, объясняется тем, что смещение центра масс к носовой части при сохранении неизменной массы КА равносильно всё более локализованному увеличению плотности конструкции. При этом масса КА всё больше локализуется в пространстве при неизменных геометрических параметрах КА, что приводит к снижению его моментов инерции. На практике подобное уплотнение компоновки имеет конструктивные ограничения, поэтому смещение центра масс также ограничено. Зависимости, приведенные на рис. 7, позволяют оценить величину угла атаки, при котором гравитационный момент будет уравновешен аэродинамическим с учетом расположения центра масс.

Помимо компенсации постоянного возмущающего воздействия, аэродинамический момент может выполнять стабилизирующую функцию при воздействии случайных возмущений. На рис. 8 приведено кратковременное импульсное возмущение, сообщенное КА, а на рис. 9 – график затухающих колебаний угловой скорости КА, возникших вследствие этого возмущения.

Выводы

Преимуществом продольной компоновки КА является меньшая, в сравнении с классической, величина миделя и, следовательно, меньшая сила лобового аэродинамического сопротивления. При этом продольная компоновка обладает потенциалом для обеспечения аэродинамической устойчивости КА. Плотная компоновка в носовой части способствует снижению моментов инерции КА, а протяженная хвостовая часть позволяет увеличить плечо аэродинамических сил. Таким образом, наличие атмосферы на низких орбитах позволяет создать стабилизирующий аэродинамический момент, способный, в зависимости от массо-инерционных и геометрических параметров КА, частично или полностью компенсировать гравитационный момент и стабилизировать движение КА.

Литература

1. Modeling and simulation of very low earth orbit / D. González, V. Cañas, P. C. E. Roberts [et al.] // 8th european conference for aeronautics and space sciences (EUCASS). – Madrid, 2019. – P. 1 – 10. – DOI : 10.13009/EUCASS2019-176.
2. Methodology to Analyze Attitude Stability of Satellites Subjected to Aerodynamic Torques / D. Mostaza-Prieto, P. C. E. Roberts // Journal of Guidance Control and Dynamics. – 2016. – Vol. 39. – № 3. – P. 437 – 449. – DOI : 10.2514/1.G001481.
3. Режим одноосной солнечной ориентации искусственного спутника Земли / В. Н. Лихачев, В. В. Сазонов,

А. И. Уляшин. – Текст : электронный // Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук : сайт. – Москва, 2001. – URL : https://www.keldysh.ru/papers/2001/prep15/prep2001_15.html.

Поступила в редакцию 23.12.2020

*Леонид Игоревич Еремин, научный сотрудник, e-mail: hlace71179@yandex.ru, т. 8 (905) 546-25-10.
Дмитрий Алексеевич Бондаренко, инженер, e-mail: bondarenko040896@yandex.ru, т. 8 (915) 239-81-11.
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

ASSESSMENT OF VARIATION OF STABILIZING AERODYNAMIC MOMENT OF A LOW-ORBIT SPACECRAFT AT DISPLACEMENT OF ITS CENTER OF MASS

L. I. Eremin, D. A. Bondarenko

The possibility of using the atmosphere in low Earth orbits to form a stabilizing aerodynamic moment is considered in the article. The dependence of aerodynamic and gravitational moments on the location of the spacecraft center of mass is assessed.

Key words: low orbit spacecraft, center of mass, pressure center, stabilizing moment, aerodynamic stability.

References

1. Modeling and simulation of very low earth orbit / D. González, V. Cañas, P. C. E. Roberts [et al.] // 8th European conference for aeronautics and space sciences (EUCASS). – Madrid, 2019. – P. 1 – 10. – DOI : 10.11834/EUCASS2019-176.
2. Methodology to Analyze Attitude Stability of Satellites Subjected to Aerodynamic Torques / D. Mostaza-Prieto, P. C. E. Roberts // Journal of Guidance Control and Dynamics. – 2016. – Vol. 39. – No. 3. – P. 437 – 449. – DOI : 10.2514/1.G001481.
3. The mode of single-axis solar orientation of the Earth's artificial satellite / V. N. Likhachev, V. V. Sazonov, A. I. Uliashin. – Text : electronic // Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences : website. – Moscow, 2001. – URL : https://www.keldysh.ru/papers/2001/prep15/prep2001_15.html.

*Leonid Igorevich Eremin, Researcher, e-mail: hlace71179@yandex.ru, tel.: +7 (905) 546-25-10.
Dmitrii Alekseevich Bondarenko, Engineer, e-mail: bondarenko040896@yandex.ru, tel.: +7 (915) 239-81-11.
(JC «VNIEM Corporation»).*