

Влияние азимутального отклонения ионов двигателя с анодным слоем на баллистику летательного аппарата

© Е.В. Воробьев, Д.В. Духопельников,
С.Г. Ивахненко, М.К. Марахтанов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрена проблема возникновения момента вращения относительно оси двигателя с анодным слоем. Показано, что момент вращения возникает в результате азимутального отклонения ионов в ускорительном канале при движении ионов в радиальном магнитном поле. Изучено влияние азимутального отклонения ионов в двигателе с анодным слоем на угловое ускорение космического аппарата. Получены зависимости, связывающие угловое ускорение аппарата с азимутальным отклонением ионов для различных рабочих режимов двигателя, массогабаритных характеристик летательных аппаратов и различных рабочих веществ. Приведены способы устранения влияния азимутального отклонения на вращение космического аппарата.

Ключевые слова: азимутальное отклонение ионов, тяга, двигатель с анодным слоем, момент вращения.

В последние годы стали более активно проводиться работы в области создания автоматических космических аппаратов для выполнения исследований различных типов [1, 2, 3], в том числе:

- фундаментальные исследования гравитационного и магнитного полей Земли;
- моделирование физических процессов в условиях невесомости;
- изучение дальнего космоса с помощью орбитальных телескопов различного частотного диапазона;
- изучение процессов в пылевой плазме;
- получение новых лекарственных препаратов;
- проведение биологических экспериментов;
- получение сверхчистых материалов.

В космосе такие исследования проводятся в особых условиях невесомости, которые невозможно создать и в течение длительного времени поддерживать в наземных условиях. Поэтому к космическим аппаратам, предназначенным для этих целей, предъявляют особые требования — приборы и аппаратура должны находиться в состоянии свободного падения [1]. Это означает, что двигательная установка должна компенсировать любые источники «торможения» аппарата (сопротивление окружающей атмосферы, потоков частиц и др.). Такие аппараты имеют особую конструкцию, которая сводит к минимуму их габариты (расположение солнечных батарей, антенн и пр.).

С другой стороны, холловские двигатели, широко применяемые в настоящее время для коррекции орбиты космических аппаратов [4, 5],

имеют такой недостаток, как наличие азимутального отклонения ионов. В результате действия силы Лоренца на ускоряемые ионы [6–9] они отклоняются от оси двигателя на угол α . Это приводит к тому, что часть силы тяги F двигателя будет создавать крутящий момент M (рис. 1). Величину этого момента можно вычислить следующим образом:

$$M = F_{\kappa} \frac{D}{2} = \frac{FD}{2} \sin \alpha, \quad (1)$$

где F_{κ} — часть тяги, создающая момент вращения; D — средний диаметр двигателя.

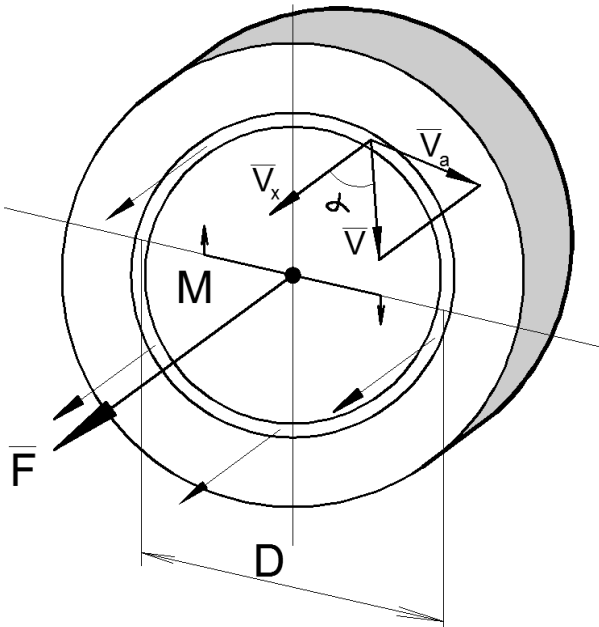


Рис. 1. Схема возникновения вращающего момента в холловском двигателе:

\vec{V}_x — скорость иона в направлении оси двигателя; \vec{V} — скорость иона; \vec{V}_a — азимутальная составляющая скорости иона; α — угол азимутального отклонения; M — вращающий момент; \vec{F} — сила тяги; D — средний диаметр двигателя

Тогда угловое ускорение аппарата ε_a и угловая скорость ω_a через время работы двигателя t могут быть найдены как

$$\varepsilon_a = \frac{d\omega_a}{dt} = \frac{M}{J_a}, \quad \omega_a = \frac{M}{J_a} t, \quad (2)$$

где J_a — момент инерции аппарата относительно оси двигателя.

Будем считать, что аппарат массой m_a имеет форму цилиндра радиуса R_a , ось которого совпадает с осью двигателя, а масса распре-

лена равномерно по объему. Тогда момент инерции аппарата можно оценить как

$$J_a = \frac{1}{2} m_a R_a^2. \quad (3)$$

В работе [8] было показано, что угол азимутального отклонения ионов α в ускорительном канале двигателя с анодным слоем может быть найден как

$$\alpha = \frac{q}{m_p AgI_{sp}} \int_0^{\infty} B_r(x) dx, \quad (4)$$

где q — заряд иона; m_p — масса протона; A — относительная атомная масса иона; g — ускорение свободного падения; I_{sp} — удельный импульс двигателя; $B_r(x)$ — радиальная составляющая индукции магнитного поля в канале вдоль оси канала ускорителя.

В работе [6] было показано, что интеграл в выражении (4) может быть оценен как

$$\Omega = \int_0^{\infty} B_r(x) dx = B_{r0}(l + 1,25h), \quad (5)$$

где B_{r0} — максимальная величина радиальной составляющей индукции магнитного поля в ускорительном канале; l — длина ускорительного канала; h — ширина зазора между полюсами магнитной системы.

Тогда из (4) с учетом (5) для однозарядных ионов получаем

$$\alpha = \frac{q}{m_p AgI_{sp}} \int_0^{\infty} B_r(x) dx = \frac{qB_{r0}(l + 1,25h)}{m_p AgI_{sp}} = \frac{q\Omega}{m_p AgI_{sp}} = 10^7 \frac{\Omega}{AI_{sp}}. \quad (6)$$

Подставляя выражение (6) в формулу (1), получаем зависимость для крутящего момента двигателя при малых углах азимутального отклонения ионов

$$M = \frac{FD}{2} \frac{qB_{r0}(l + 1,25h)}{m_p AgI_{sp}} = \frac{FD}{2} \frac{q\Omega}{m_p AgI_{sp}} = 10^7 \frac{FD}{2} \frac{\Omega}{AI_{sp}}. \quad (7)$$

Из выражения (7) видно, что момент вращения в холловском двигателе растет при увеличении тяги, геометрических размеров ускорительного канала (длина, ширина и средний диаметр), индукции магнитного поля в ускорительном канале и при уменьшении атомной массы рабочего вещества и удельного импульса двигателя.

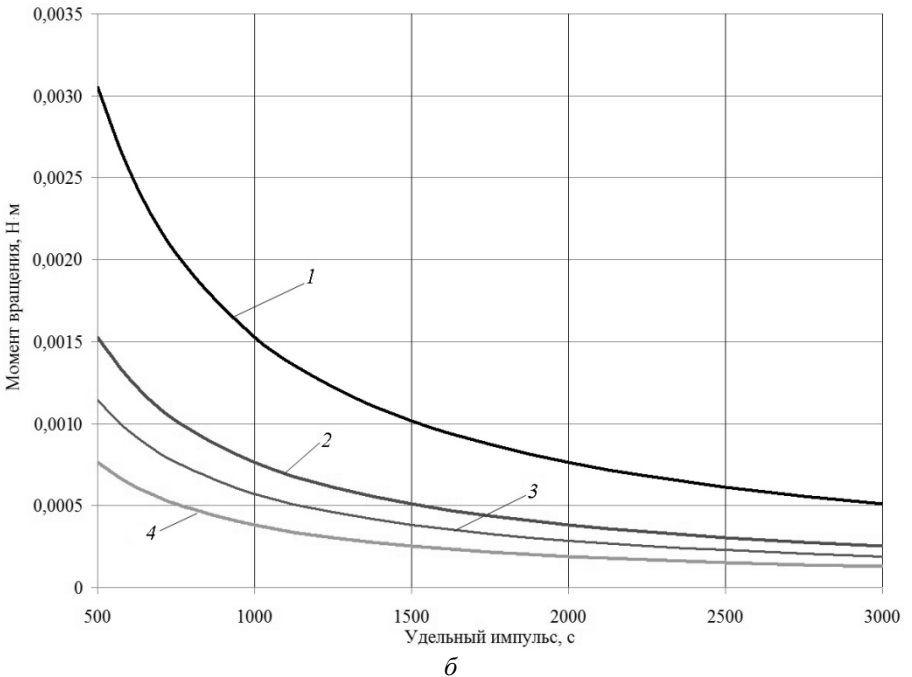
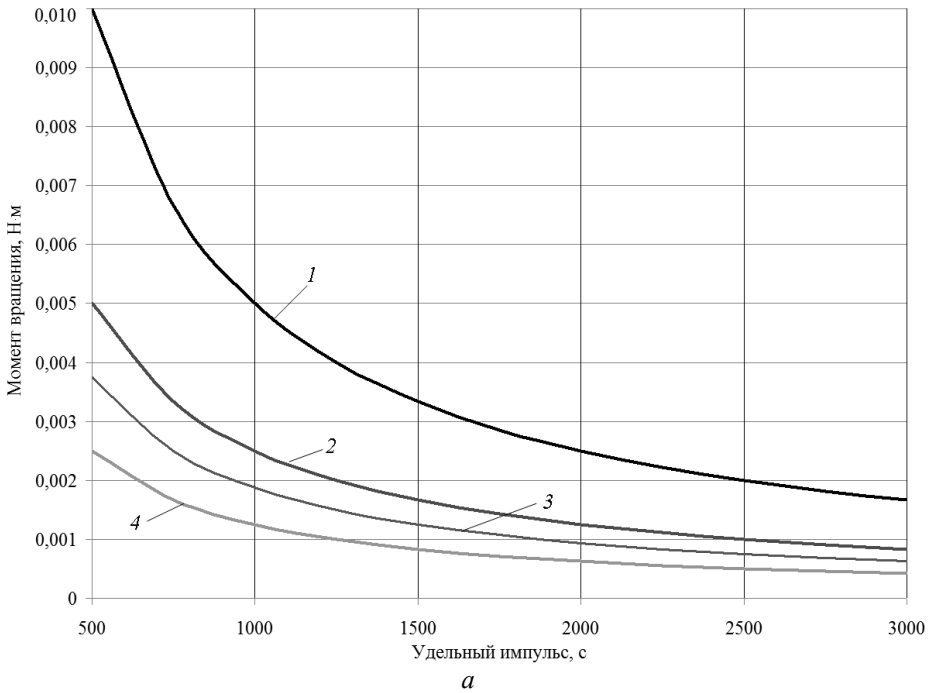


Рис. 2. Зависимость момента вращения, создаваемого двигателем, работающим на аргоне (а) и на ксеноне (б), от удельного импульса при различных значениях Ω (сила тяги 200 мН, средний диаметр ускорительного канала 100 мм):

1 — $\Omega = 2 \cdot 10^{-3}$ Тл·м; 2 — $\Omega = 1 \cdot 10^{-3}$ Тл·м; 3 — $\Omega = 0,75 \cdot 10^{-3}$ Тл·м;
4 — $\Omega = 0,5 \cdot 10^{-3}$ Тл·м

Расчет момента вращения, создаваемого холловским двигателем, по выражению (7) позволяет оценить угловые ускорения и угловые скорости космического аппарата. При тяге двигателя, работающего на ксеноне, $F = 200$ мН с удельным импульсом $I_{sp} = 1000$ с и диаметром ускорительного канала 100 мм на космическом аппарате массой 1 000 кг и радиусом $R_a = 1$ м угловые ускорения могут составлять $\varepsilon = 1 \cdot 10^{-6}$ рад/с². За время работы от 100 до 500 ч угловые скорости могут составлять $\omega = 0,4 \dots 2$ рад/с и центростремительные ускорения вращения на периметре аппарата $a_c = 0,17 \dots 4$ м/с². Для аргона эти величины будут иметь следующие значения: угловые ускорения $\varepsilon = 3,75 \cdot 10^{-6}$ рад/с², угловые скорости $\omega = 1,35 \dots 6,75$ рад/с, центростремительные ускорения $a_c = 2 \dots 45$ м/с².

На рис. 2, а и б представлены зависимости момента вращения, создаваемого холловским двигателем, работающим на ксеноне и аргоне соответственно, при различных параметрах двигателя.

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

1. Азимутальная составляющая силы тяги в холловском двигателе достаточно велика, чтобы сообщать космическому аппарату существенные угловые ускорения (до 10^{-5} рад/с²) и угловые скорости (до 10 рад/с), что требует соответствующей компенсации.

2. Рост момента вращения в холловском двигателе обусловлен увеличением тяги двигателя, геометрических размеров ускорительного канала (длина, ширина и средний диаметр) и индукции магнитного поля в ускорительном канале, а также уменьшением атомной массы рабочего вещества и удельного импульса двигателя.

3. Так как система управления космическим аппаратом должна компенсировать все угловые вращения, затрачивая на это энергию, для компенсации вращающего момента космического аппарата целесообразно устанавливать два двигателя с противоположным направлением азимутального дрейфа.

Работа выполнена при поддержке гранта № 14.B37.21.1825 Министерства образования и науки Российской Федерации.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Wallace N., Jameson P., Saunders Ch., Fehring M., Edwards C., Floberghager R. The GOCE ion propulsion assembly — lessons learnt from the first 22 months of flight. 32nd International Electric Propulsion Conf. IEPC-2011-327. Wiesbaden, Germany, September 11–15, 2011, pp. 1–21.
- [2] Nefedov A.P., Morfill G.E., Fortov V.E., Thomas H.M., Rothermel H., Hagl T., Ivlev A.V., Zuzic M., Klumov B.A., Lipaev A.M., Molotkov V.I., Petrov O.F., Gidzenko Yu.P., Krikalev S.K., Shepherd W., Ivanov A.I., Roth M., Binnenbruck H., Goree J.A., Semenov Yu.P. ПКЕ-Nefedov*: Plasma crystal experiments on the international space station. *New journal of physics*, 2003, vol. 3, no. 5, pp. 33.1–33.10.

- [3] Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. *Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов*. Коротеев А.С., ред. Москва, Машиностроение, 2008, 280 с.
- [4] Гришин С.Д., Лесков Л.В. *Электрические ракетные двигатели*. Москва, Машиностроение, 1989, 216 с.
- [5] Гришин С.Д. *Основы теории электрических ракетных двигателей. Ч. 1: Введение. Электростатические двигатели*. Москва, Машиностроение, 1999, 119 с.
- [6] Воробьев Е.В., Ивахненко С.Г., Духопельников Д.В., Марахтанов М.К. Потеря тяги в двигателях с анодным слоем за счет азимутальной закрутки ионов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, спец. вып. «Ионно-плазменные технологии», с. 58–63.
- [7] Воробьев Е.В., Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г. Жуков А.В., Кириллов Д.В., Марахтанов М.К. Холловский ускоритель с фокусированным пучком для наноразмерной обработки крупногабаритных зеркал оптических телескопов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, спец. вып. «Ионно-плазменные технологии», с. 35–41.
- [8] Ивахненко С.Г., Духопельников Д.В., Воробьев Е.В., Марахтанов М.К., Крылов В.И. Влияние азимутального отклонения ионов плазменной струи на тяговый КПД двигателя с анодным слоем. *Наука и образование*, 2012, № 12. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/483944.html>
- [9] Ивахненко С.Г., Духопельников Д.В., Воробьев Е.В., Марахтанов М.К. Экспериментальное подтверждение эффекта азимутального отклонения ионов в двигателях с анодным слоем. *Наука и образование*, 2012, № 11. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/483882.html>
- [10] Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г. Влияния азимутального отклонения ионов на форму пучка двигателя с анодным слоем. *Наука и образование*, 2012, № 10. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/483832.html>

Статья поступила в редакцию 19.06.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Воробьев Е.В., Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Марахтанов М.К. Влияние азимутального отклонения ионов двигателя с анодным слоем на баллистику летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 10. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/plasma/1025.html>

Воробьев Евгений Валентинович — ассистент кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: ионно-плазменные технологии, электроракетные двигатели, нанотехнологии.
e-mail: evgsparrow@gmail.com

Духопельников Дмитрий Владимирович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: ионно-плазменные технологии, электроракетные двигатели, нанотехнологии. e-mail: duh@power.bmstu.ru

Ивахненко Сергей Геннадьевич — ассистент кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: ионно-плазменные технологии, электроракетные двигатели, нанотехнологии.
e-mail: ivahkhnenko@bmstu.ru

Марахтанов Михаил Константинович — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: ионно-плазменные технологии, электроракетные двигатели, нанотехнологии. e-mail: mkm@power.bmstu.ru