

<https://doi.org/10.15407/knit2020.02.059>
УДК 533.95

В. А. ШУВАЛОВ¹

зав. отделом, д-р техн. наук, проф., Лауреат Гос. премии Украины
в области науки и техники и премии НАН Украины им. М. К. Янгеля

E-mail: vashuvalov@ukr.net

В. Г. СИМАНОВ²

вед. конструктор

П. Г. ХОРОЛЬСКИЙ²

вед. науч. сотrud., канд. техн. наук

С. Н. КУЛАГИН¹

старш. науч. сотrud., канд. техн. наук, старш. науч. сотrud.

¹ Институт технической механики НАН Украины и ГКА Украины

ул. Лешко-Попеля 15, Днепро, Украина, 49005

² ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»

ул. Криворожская 3, Днепро, Украина, 49008

О ТОРМОЖЕНИИ ИСКУССТВЕННО «НАМАГНИЧЕННОГО» КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ИОНОСФЕРНОЙ ПЛАЗМЕ

По результатам физического (стендового) моделирования динамического взаимодействия «намагниченного» тела с гиперзвуковым потоком разреженной плазмы в ионосфере Земли получены зависимости коэффициента силы сопротивления от отношения магнитного давления к скоростному напору, от угла между векторами скорости потока плазмы (полёта КА) и индукции собственного магнитного поля, а также отношения характерного размера возмущенной зоны при обтекании «намагниченного» тела к его линейному размеру. Определена зависимость электромагнитной силы, тормозящей КА на высоте около 700 км, от индукции его собственного магнитного поля. Для диапазона высот 250...1000 км в ионосфере Земли показано, что электромагнитная сила, генерируемая при взаимодействии собственного магнитного поля КА (≥ 0.8 Тл) с окружающей плазмой, сопоставима с импульсом, инжектируемым плазменными ускорителями специальных космических аппаратов. Такие аппараты предназначены для принудительной «активной» очистки околоземного пространства от крупных объектов космического мусора с линейным размером более 0.5 м (топливных баков, последних ступеней ракет-носителей, обтекателей, исчерпавших ресурс КА и т. д.). Процедура очистки предусматривает торможение объектов космического мусора плазменной струей, увод их на более низкие орбиты и последующую утилизацию при сгорании в плотных слоях атмосферы Земли. При индукции собственного магнитного поля КА более 0.8 Тл электромагнитная сила более чем на три порядка превосходит силу торможения КА, обусловленную воздействием нейтрального компонента частично ионизированной ионосферной плазмы на высотах более 700 км. Применение электромагнитной силы, генерируемой в системе «намагниченный КА — ионосферная плазма» может стать альтернативой технологиям «активной» (плазменные струи специальных КА) и «пассивной» (наддувные конструкции КА) очистки околоземного пространства от объектов космического мусора на высотах 250...1000 км.

Ключевые слова: космический аппарат, ионосферная плазма, магнитное поле, электромагнитная сила, торможение, космический мусор.

Цитування: Шувалов В. А., Симанов В. Г., Хорольский П. Г., Кулагин С. Н. О торможении искусственно «намагниченного» космического аппарата в ионосферной плазме. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 2 (183). С. 59—71. <https://doi.org/10.15407/knit2020.02.059>

ВВЕДЕНИЕ

Наличие в околоземном пространстве более 10 000 объектов «космического мусора» (ОКМ) — фрагментов изделий ракетно-космической техники, последних ступеней ракет-носителей, топливных баков, отработавших ресурс космических аппаратов — является опасным фактором для функционирования космических аппаратов в ионосфере Земли. В последние годы возросло количество проектов, рассматривающих «очистку» околоземного пространства посредством увода ОКМ на более низкую орбиту с последующим сгоранием их в плотных слоях атмосферы Земли. К ним относятся проект European Space Agency LEOSWEEP [6, 29] для ионосферы Земли и японский проект [19] для геостационарной орбиты, предусматривающие торможение ОКМ с помощью плазменной струи, генерируемой электрореактивным двигателем (ЭРД) или плазменным ускорителем, размещенным на специальном КА «Пастух». Для воздействия на ОКМ предполагается использовать ионы Xe^+ плазменной струи с энергией 1...6 кэВ [19]. На расстоянии минимально безопасного сближения с объектом космического мусора (от 7 до 20 м [22]) независимо от типа ЭРД концентрация высокоэнергичных ионов Xe^+ не превосходит 10^7 см^{-3} . Поэтому, например, при уводе ОКМ с орбиты 650 км на высоту 300 км длительность воздействия ионов Xe^+ на объект может достигать 100 и более суток [6, 22]. КА «Пастух» должен в течение этого времени обеспечивать непрерывное облучение ОКМ ионами плазменной струи, т. е. сопровождать ОКМ в течение всего времени перехода его на более низкую орбиту. Перевод ОКМ на более низкую орбиту с применением дополнительного тормозящего импульса, создаваемого плазменной струей, можно рассматривать как «активное торможение» в ионосфере Земли. Концептуально такие проекты близки к идее торможения ОКМ в атмосфере Земли с применением надувных конструкций путем увеличения площади поверхности ОКМ и, как следствие, увеличения силы сопротивления из-за воздействия нейтрального компонента атмосферы Земли (пассивное торможение) [12].

В данной работе для торможения ОКМ в ионосфере предлагается использовать его собственное магнитное поле — электромагнитную силу, генерируемую в системе «магнитное поле ОКМ — ионосферная плазма» (пассивное торможение). При этом первоочередной задачей для оценки эффективности такого режима торможения ОКМ является собственно задача определения электромагнитной силы, генерируемой при взаимодействии собственного магнитного поля КА с ионосферной плазмой.

Цель данной работы:

- посредством физического (стендового) моделирования взаимодействия «намагниченного» тела с гиперзвуковым потоком ионосферной разреженной плазмы определить электромагнитную силу и её зависимость от угла θ между векторами скорости U_∞ потока плазмы (полёта ОКМ) и индукции B_W магнитного поля;
- оценить эффективность использования электромагнитной силы в качестве дополнительной силы торможения КА по сравнению с силой сопротивления, создаваемой плазменной струей (активное торможение) и надувными конструкциями (сила воздействия нейтральных частиц атмосферы Земли).

ПАРАМЕТРЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПЛАЗМОЙ

Ионосфера. В ионосферной разреженной плазме на высотах около 700 км для «ненамагниченного» тела ($\mathbf{B}_W = 0$) с линейным размером $r_W = 0.5...1.0$ м реализуются следующие условия динамического взаимодействия [2]: магнитное число Рейнольдса $\text{Re}_m = \mu\sigma U_\infty r_W > 1$; отношение тепловых ларморовских радиусов ионов r_i и электронов r_e к характерному размеру тела $r_i / r_W \gg 1$, $r_e / r_W \ll 1$ и $r_{iU} / r_W \gg 1$, r_{iU} — ларморовский радиус ионов ионосферной плазмы, взаимодействующих с поверхностью тела со скоростью $U_\infty \approx 7.5$ км/с; σ — проводимость плазмы; μ — магнитная проницаемость. Для ионосферы характерно: отношение размера тела к дебаевскому радиусу в невозмущенной плазме $r_W / \lambda_d \geq 100$; число Маха $5.3 \leq M \leq 7.5$; степень ионизации $0.05 \leq \varepsilon_i \leq 0.4$; параметр Холла $\omega_{\alpha\beta} v_{\alpha\delta}^{-1} \gg 1$, где $\omega_{\alpha\beta}$ — ларморовская

(циклотронная) частота ионов ($\alpha = i$) и электронов ($\alpha = e$); $v_{\alpha\delta} = v_{\alpha i} + v_{\alpha n}$ — средние частоты соударений электронов и ионов с ионами и нейтралами соответственно [2]. В ионосферной плазме для тел с $r_W = 0.5 \dots 1.0$ м и чисел Кнудсена для ионов $Kn_i = l_{ii} / r_W \gg 1$, где l_{ii} — длина свободного пробега для ион-ионных соударений, реализуется режим бесстолкновительного (свободно-молекулярного) обтекания и частично выполняются условия магнитогидродинамического (МГД) приближения [23]:

- 1) $\tau_{Ri} \gg \omega_{ep}^{-1}$, где $\tau_{Ri} = 2r_W / U_\infty$ — временной масштаб макроскопических изменений в плазме, ω_{ep} — плазменная (ленгмюровская) частота;
- 2) $\tau_{Ri} \gg v_{e\delta} / \omega_{ep}^2$, условие $\tau_{Ri} \gg v_{e\delta}^{-1}$ на высотах 700 км не выполняется.

Физическое (стендовое) моделирование. Экспериментальные исследования проводились на плазмодинамическом стенде Института технической механики. Система безмасляной откачки и наличие криопанелей, охлаждаемых жидким азотом, обеспечивают в вакуумной камере (цилиндре диаметром 1.2 м и длиной 3.5 м) остаточное давление $5 \cdot 10^{-5}$ Н/м². По результатам масс-спектроскопического анализа в остаточном газе преобладают два компонента: СО+N₂ и Н₂, в небольшом количестве есть водяной пар Н₂О и СО₂. При рабочем давлении 4 мН/м² в струе плазмы (рабочий газ — азот высшей очистки) преобладающим компонентом являются ионы азота. Степень диссоциации ионного компонента $\xi_{di} \approx 0.6$, средняя молекулярная масса ионов $m_i = 19.6$ а. е. м. В рабочей камере стенда реализованы потоки плазмы со следующими значениями параметров: концентрация ионов $2.1 \cdot 10^{15} \leq N_i \leq 9.6 \cdot 10^{15}$ м⁻³, скорость направленного движения ионов $U_i \approx 15.6$ и 28.3 км/с, температуры электронов $T_e \approx 2.6$ эВ, ионов $T_i \approx 0.52$ эВ и нейтральных частиц $T_n \approx 0.18$ эВ, скорость движения нейтралов $U_n \approx 0.6$ км/с, степень ионизации $0.01 \leq \epsilon_i \leq 0.1$, проводимость плазмы $1900 \leq \sigma \leq 3300$ Ом⁻¹м⁻¹; индукция внешнего магнитного поля в рабочем сечении струи $B_0 = 0.2$ мТл, диаметр рабочего сечения струи 35 см (рабочее сечение струи — область с равномерным распределением скорости, концентрации ионов и индукции внешнего магнит-

ного поля); скоростной напор ионов $8.3 \leq P_d \leq 130$ мН/м² ($P_d = \rho_i U_i^2 / 2$). Для измерения параметров плазмы использовались микроволновый интерферометр, работающий на частоте 5.45 ГГц; система электрических зондов (цилиндрический, плоский, многоэлектродный зонд-анализатор); цилиндр Фарадея и двухканальный зонд давления [30]. Зонды установлены на подвижной платформе, перемещающейся в горизонтальной и вертикальной плоскостях, а также вращающейся вокруг вертикальной оси. Погрешность измерения линейных перемещений порядка 0.5 мм, угловых — 0.5°. Состав остаточного газа и степень диссоциации ионного компонента контролируются масс-спектрометром.

В качестве исследуемого тела использовались две диэлектрические сферы (фторопласт-4) с радиусами $r_{W1} = 4.35$ см и $r_{W2} = 5.25$ см. В аэродинамике разреженных газов хаотично вращающееся тело при гиперзвуковом обтекании газовым потоком моделируется сферой [1]. На стенде в потоке разреженной плазмы для «ненамагниченных» сфер выполнялись те же условия МГД-приближения, что и для КА в ионосфере. Точность и чистота физического (лабораторного) моделирования, эксперимента определяется безразмерными параметрами подобия и безразмерными масштабными коэффициентами. При физическом моделировании процессов и явлений, протекающих в космическом пространстве вообще, и в ионосфере в частности, необходимо, чтобы безразмерные параметры, входящие в уравнения, описывающие конкретное явление в ионосфере, были близки по порядку величин или одинаковы в ионосфере и на стенде. При этом, если какой-либо безразмерный параметр в ионосфере на несколько порядков меньше или больше единицы, то и в модельном эксперименте этот параметр должен быть соответственно мал или велик по сравнению с единицей [3, 4].

Значения параметров, характеризующих взаимодействия КА с линейным размером $r_W \approx 1.0$ м в ионосфере и сферических моделей КА на стенде ИТМ приведены в табл. 1. При оценке значений безразмерных параметров подобия и безразмерных масштабных коэффициентов для КА использовались значения параметров ионо-

Таблица 1. Значения параметров, характеризующие динамическое взаимодействие «КА — плазма» в ионосфере на высоте 700 км и на стенде ИТМ, «модель КА (сфера) — плазма»

Модель	$S_{ie} = U_{\infty} \sqrt{kT_e / M_i}$	Kn_i	Re_m	M_i , а. е. м.	ε_i	Φ_W
КА — плазма	5.8...7.3	4000...6000	1.7...3.6	14.0	0.03...0.08	-2.1...-2.4
Сфера — плазма	4.4...8.0	80...100	1.3...4.8	19.6	0.014...0.090	-2.9...-3.6

Модель	r_W / λ_d	r_W / r_{iT}	$r_W / r_{iU_{\infty}}$	r_W / r_e	$\omega_e B v_{em}^{-1}$	$\omega_{iB} v_{im}^{-1}$
КА — плазма	100...120	0.20...0.25	$3.8 \cdot 10^{-3}$	24...30	$(1.2...9) \cdot 10^4$	700
Сфера — плазма	150...380	0.019...0.025	$(1.6...3.6) \cdot 10^{-3}$	1.6...1.9	1400	1...10

сферной плазмы день-ночь при среднем уровне солнечной активности из работ [2, 7, 8], а также данные модели International Reference Ionosphere (IRI-2016).

Для параметров, характеризующих динамическое взаимодействие «ненамагниченных» ($B_W = 0$) тел с гиперзвуковым потоком плазмы, условия на стенде близки или соответствуют условиям взаимодействия ОКМ с ионосферной разреженной плазмой на высотах 700 км.

ТОРМОЖЕНИЕ «НАМАГНИЧЕННОГО» ТЕЛА В ПОТОКЕ ПЛАЗМЫ

Для сферы радиусом $r_{W1} = 4.35$ см в качестве источника собственного магнитного поля использовался соленоид с внешним диаметром $D_{s1} = 5$ см, длиной $l_{s1} = 5.5$ см и внутренним диаметром $d_{s1} = 2$ см, а для сферы радиусом $r_{W2} = 5.25$ см — соленоид диаметром $D_{s2} = 6$ см, длиной $l_{s2} = 7$ см и $d_{s2} = 1.5$ см. Индукция магнитного поля на поверхности сферы при кратковременном пропускании тока силой до 10 А достигает максимальных значений $B_W^{\max} \approx 200$ мТл, а при токе 0.5 А — минимальных $B_W^{\min} \approx 1$ мТл и $30 \leq P_{BW} / P_d \leq 2 \times 10^5$, где $P_{BW} = B_W^2 / (2\mu)$ — магнитное давление. Индукция магнитного поля измерялась универсальным тесламетром типа 43205 с диапазоном измерения от 10^{-5} до 3.5 Тл. Распределение осевой B_z и радиальной B_p составляющих магнитного поля на расстоянии $z/r_W \geq 1.0$ и $\rho/r_W \geq 1.0$ от центра сферы соответствуют структуре поля магнитного диполя $B_z = P_m / (2\pi z^3)$ и $B_p = P_m / (4\pi \rho^3)$. Внутри

диэлектрических сфер соленоиды термоизолированы: покрыты экранно-вакуумной теплоизоляцией и помещены в герметичный корпус из алюминиевой фольги толщиной 0.3 мм. Механический контакт внутренней поверхности сферы с источником собственного магнитного поля обеспечивается через сетчатый диэлектрический каркас. Измерения проводятся в автоматическом режиме. Применялись микровесы двух типов:

а) микровесы компенсационного типа с магнитоэлектрической системой управления. Компенсационный ток прямо пропорционален силе воздействия потока плазмы на сферу. На плече длиной 0.5 м диапазон измеренных сил изменяется в пределах от 10^{-8} до 10^{-3} Н, погрешность измерения не более ± 4.5 %. При измерениях силового воздействия потока плазмы на сферу для повышения чувствительности микровесов компенсационного типа, уменьшения вклада нейтральных частиц и метастабильных атомов, влияния тепловых флуктуаций державка сферы была защищена от контакта с потоком плазмы диэлектрическим экраном, а магнитоэлектрическая система весов помещена в диэлектрический корпус;

б) микровесы с повышенной помехозащищенностью к воздействию внешних электрических и магнитных полей. Измерительным элементом этих микровесов служит тензометрический датчик. Сигнал с тензометрического датчика пропорционален деформации плеча, вызванной воздействием внешней силы. Диапазон

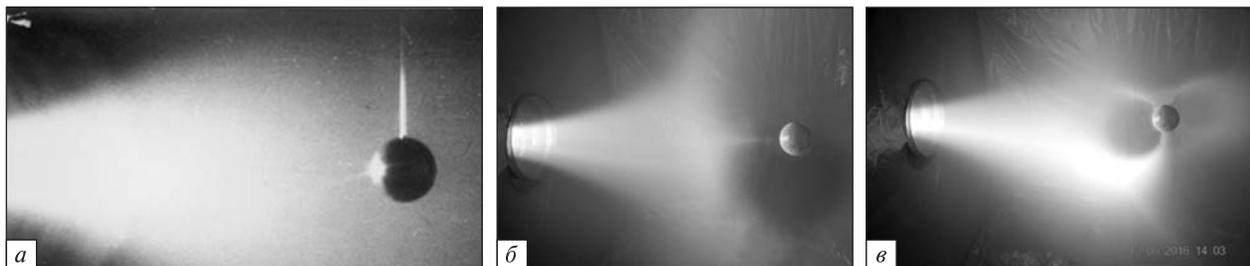


Рис. 1. Обтекание сферы гиперзвуковым потоком плазмы: а — «ненамагниченная» сфера ($B_W = 0$), б, в — «намагниченная» сфера ($B_W \neq 0$) для случаев $U_\infty \downarrow \uparrow B_W$, $\theta = 0^\circ$ (б) и $U_\infty \perp B_W$, $\theta \approx 80^\circ$ (в)

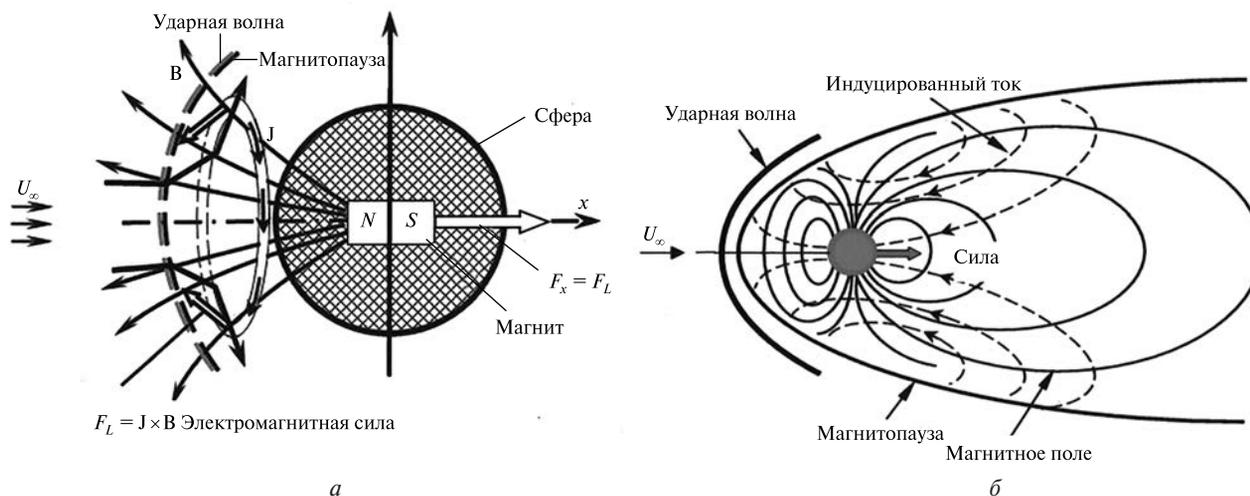


Рис. 2. Схемы токов и сил для системы «поток плазмы — магнитное поле»: а — случай $U_\infty \downarrow \uparrow B_W$, б — случай $U_\infty \perp B_W$

измеряемых сил — от 10^{-6} до 0.1 Н, погрешность измерения силы — не более $\pm 3\%$.

Структура поля течения при обтекании сферы гиперзвуковым потоком разреженной плазмы при ($P_{BW} / P_d \approx 4800$) показана на рис. 1: «ненамагниченная» сфера радиусом $r_{W1} = 4.35$ см (рис. 1, а); «намагниченная» сфера (рис. 1, б, в) для углов $\theta \approx 0^\circ$ и $\theta \approx 80^\circ$ между вектором скорости ионов набегающего потока U U_∞ и вектором индукции собственного магнитного поля B_W . При $\theta \approx 0$ ($U_\infty \downarrow \uparrow B_W$, осевая ориентация) вблизи поверхности «намагниченной» сферы формируется струйное течение с отошедшей бесстолкновительной ударной волной (рис. 1, б). При $\theta \approx \pi/2$ ($U_\infty \perp B_W$, нормальная ориентация) у поверхности «намагниченной» сферы формируется искусственная мини-магнитосфера (рис. 1, в).

Схемы токов и сил для системы «поток плазмы — магнитное поле» при $U_\infty \downarrow \uparrow B_W$ и $U_\infty \perp B_W$ показана на рис. 2, а и б соответственно.

Коэффициент силы сопротивления «ненамагниченной» сферы определяют две составляющие: коэффициент c_{0x} силы контактного взаимодействия ионов с поверхностью сферы и коэффициент $c_{\Phi x}$ кулоновской составляющей силы сопротивления. Для сферы большого размера ($r_W / \lambda_d \gg 10$) в гиперзвуковом потоке разреженной плазмы

$$c_{\Phi x} / c_{0x} \approx 1 - \exp\{-\Phi_W^{0.5} / [0.233(r_W / \lambda_d)]\} \eta^{2/3},$$

$$\Phi_W = e\phi_W / (kT_e) = -\ln\{kT_e / [2(\pi m_e U_i^2)]\},$$

где e — заряд электрона, $\phi_W = \phi_s - \phi_0$ — потенциал поверхности сферы ϕ_s относительно потенциала плазмы ϕ_0 , k — постоянная Больцмана

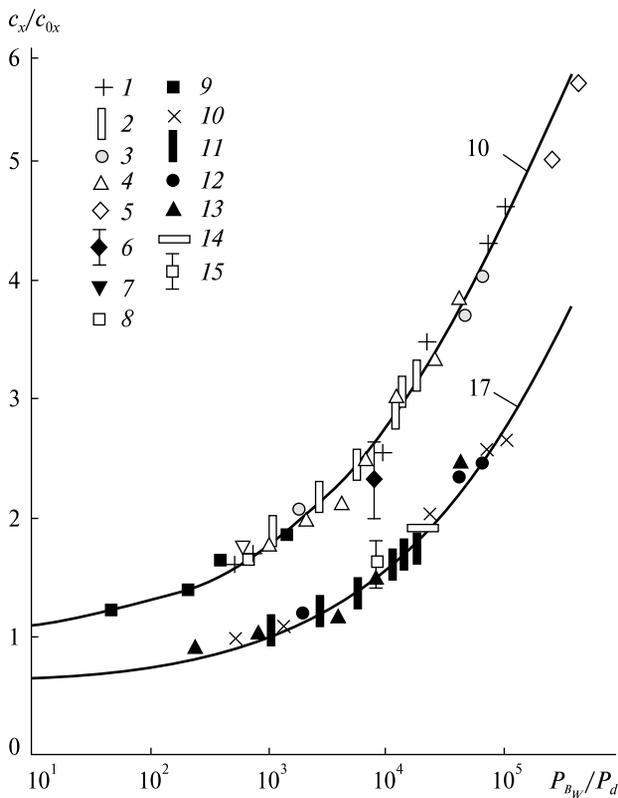


Рис. 3. Зависимость коэффициента силы сопротивления c_x / c_{0x} «намагниченной» сферы при обтекании гиперзвуковым потоком разреженной плазмы от параметра P_{BW} / P_d . Режим 1: концентрация $N_i = 2.1 \cdot 10^{15} \text{ м}^{-3}$ и направленная скорость ионов $U_i = 15.6 \text{ км/с}$; режим 2: $N_i = 9.6 \cdot 10^{15} \text{ м}^{-3}$ и $U_i = 28.3 \text{ км/с}$. Верхняя кривая — осевая ориентация $\mathbf{U}_\infty \downarrow \uparrow \mathbf{B}_W$, 1, 2 — измерения авторов для сферы радиусом $r_{W1} = 4.35 \text{ см}$ (режим 1, 2); 3, 4 — сфера радиусом $r_{W2} = 5.25 \text{ см}$ (режим 1, 2); 5 — сфера, расчёт [9]; 6 — численное моделирование [26]; 7 — расчёт [5]; 8 — полусфера с цилиндрической юбкой, расчёт [16]; 9 — полусфера с цилиндрической юбкой, измерения [17]; 10 — аппроксимация (1), нижняя кривая — ортогональная ориентация $\mathbf{U}_\infty \downarrow \uparrow \mathbf{B}_W$, 11, 12 — измерения авторов для сферы радиусом $r_{W1} = 4.35 \text{ см}$ (режим 1, 2); 13, 14 — сфера радиусом $r_{W2} = 5.25 \text{ см}$ (режим 1, 2); 15 — расчёт [33]; 16 — расчёты [26, 10]; 17 — аппроксимация (2) при $f_2 \approx 0.573$

на, $\eta = 2e\varphi_W / (m_i U_i^2)$ [31]. При $r_W / \lambda_d > 50$ для большой «ненамагниченной» сферы $c_{\text{ФХ}} / c_{0x} \rightarrow 0$ и $c_x \approx c_{0x}$. Для сферы в гиперзвуковом бесстолкновительном потоке $c_{0x} = F_{0x} / (P_d A_W) \approx 2.1 \dots 2.3$ [21, 24], где $A_W = \pi r_W^2$ — площадь по-

перечного сечения сферы, F_{0x} — сила контактного воздействия ионов потока разреженной плазмы на «ненамагниченную» сферу.

Зависимость коэффициента силы сопротивления «намагниченной» сферы при осевой ориентации от отношения магнитного давления поля сферы к скоростному напору потока плазмы P_{BW} / P_d

$$c_x(\theta = 0^\circ) / c_{0x} = \exp[0.011 \cdot \ln^2(P_{BW} / P_d)] = f_1(P_{BW} / P_d) \quad (1)$$

приведена на рис. 3 (верхняя кривая): кривая 10 — аппроксимация авторов (1), $c_{0x} \approx 2.15$ — коэффициент силы сопротивления «ненамагниченной» сферы при гиперзвуковом обтекании потоком разреженного газа [24, 21].

Механизм генерирования электромагнитной силы при $\mathbf{U}_\infty \downarrow \uparrow \mathbf{B}_W$ может быть сформулирован по аналогии с [16] следующим образом: магнит с индукцией поля \mathbf{B}_W , помещенный в затупленное тело, формирует вокруг сферы неоднородное магнитное поле \mathbf{B} и кольцевой ток \mathbf{J} , индуцированный взаимодействием магнитного поля с потоком плазмы. Электромагнитный эффект такого взаимодействия — сила Лоренца $\mathbf{F}_L = \mathbf{J} \times \mathbf{B}$, направленная против потока плазмы. Сила \mathbf{F}_L тормозит поток плазмы и генерирует реактивную силу $\mathbf{F}_X = -\mathbf{F}_L$, действующую на магнит и тормозящую «намагниченное» тело.

Зависимость коэффициента силы сопротивления «намагниченной» сферы при взаимодействии гиперзвукового потока разреженной плазмы с ее собственным магнитным полем от параметра P_{BW} / P_d для ориентации $\mathbf{U}_\infty \perp \mathbf{B}_W$ показана на рис. 3 (нижняя кривая). Аппроксимация авторов (кривая 17)

$$c_x / c_{0x} = f_1(P_{BW} / P_d) \cdot f_2, \quad (2)$$

где

$$f_2(\theta) \approx |\cos^{0.5} \theta| + 0.573 \sin^7 \theta (|\sin \theta - |\cos \theta|| \cdot |\sin^2 \theta - |\cos^{0.5} \theta||),$$

$$f_2(\theta = \pi / 2) = 0.573 \quad [31].$$

Граница мини-магнитосферы ($\theta \approx 80^\circ$, $r_{W1} \approx 4.35 \text{ см}$ рис. 1, в) определяется из условия равенства магнитного давления $P_{BL} = (2B_L)^2 / (2\mu)$ и газодинамического давления $P_{dL} = \rho_i U_i^2$ на

границе заторможенного потока плазмы с учетом удвоения индукции поля на магнитопаузе [25, 28], где B_L — индукция магнитного поля на расстоянии L от центра сферы до границы заторможенного потока (магнитопаузы) в экваториальной плоскости при $\mathbf{U}_\infty \perp \mathbf{B}_W$. С учетом того, что $B_L = P_m / (4\pi L^3)$, получаем

$$L = [P_m^2 / (8\pi^2 \mu P_{dL})]^{1/6}.$$

Так как магнитный момент диполя

$$P_m = 4\pi B_L L^3 = 4\pi B_W r_W^3,$$

то

$$L = 2^{1/3} r_W (P_{BW} / P_{dL})^{1/6} = r_W (2P_{BW} / P_d)^{1/6}.$$

Режим взаимодействия мини-магнитосферы с гиперзвуковым потоком разреженной плазмы характеризуют четыре безразмерных параметра [10]: число Маха M ; магнитное число Рейнольдса $Re_{mL} = \mu\sigma U_i L$ для мини-магнитосферы; отношение ларморовского радиуса на границе магнитосферы к характерному размеру магнитосферы L_i / L ; отношение толщины магнитопаузы $\Delta \approx c / \omega_{ep}$ к характерному размеру магнитосферы Δ / L . С учетом диффузного движения электронов вместо Δ / L используется отношение $\Delta_D / L \approx Re_{mL}^{-1}$, где $\Delta_D = (c^2 / \omega_{ep}^2)(0.51v_{e\delta} / U_i)$, c — скорость света.

Структура мини-магнитосферы (рис. 1, в) реализована на стенде ИТМ при $L / r_W \approx 4.6$ для $U_i \approx 28.3$ км/с, $N_i \approx 9.6 \cdot 10^{15}$ м⁻³, $M \approx 8.9$, $B_W \approx 40$ мТл, $B_L \approx 2B_W (r_W / L)^3 \approx 1$ мТл, $\Delta \approx 5.7$ см, $\Delta_D \approx 4.6$ мм, $L_{iT} \approx 57$ см, $L_{iU} \approx 7$ м, или при $M \gg 1$, $Re_{mL} \gg 1$, $\Delta / L \approx 0.2 < 1$, $\Delta_D / L = Re_{mL}^{-1} \approx 0.02 \ll 1$, а также $L_{iU} / L \gg 1$, $L_{iT} / L \approx 2.4$, где L_{iT} — ларморовский радиус «тепловых» ионов с энергией $E_i \approx 0.52$ эВ на расстоянии L от центра сферы, L_{iU} — ларморовский радиус ионов набегающего потока с энергией $E_i \approx 82$ эВ ($U_i \approx 28.3$ км/с) на границе магнитосферы; число Кнудсена для ион-ионных соударений $Kn_i = l_{ii} / L \approx 2.6$. Другими словами, на стенде реализован переходный (между МГД и кинетическим) [11] режим взаимодействия мини-магнитосферы с гиперзвуковым потоком разреженной плазмы. Согласно [11], для такого режима определяющим является «лоренцево» взаимодействие. Режиму взаимодействия на стенде с $L_{iU} / L \gg 1$, $L_{iT} / L \approx 2.4$ при L / r_W от 4.3 до 5.9

Таблица 2. Значения коэффициента сопротивления c_x для «намагниченной» сферы

L / r_W	$c_x(\theta = \pi / 2)$	
	по литературным данным	по аппроксимации (3)
5.0	3.2 ± 0.4 и 2.9 [26]	3.2 ± 0.4
5.0	3.813 [33]	3.89 ± 0.25
5.874	3.4 ± 0.7 [10]	3.2 ± 0.4

соответствуют измеренные значения коэффициент силы сопротивления «намагниченной» сферы $c_x(\theta = \pi / 2)$ от 2.7 до 4.2. В работе [10] для L_{iU} / L от 1 до 100 и $L / r_W \approx 5.0$ получены расчетные значения коэффициента сопротивления $c_x(\theta = \pi / 2) \approx 3.4 \pm 0.7$, согласующиеся с измеренными значениями $c_x(\theta = \pi / 2)$ на стенде ИТМ. Измеренные значения с погрешностью $< 7\%$ соответствуют аппроксимации:

$$c_x(\theta = \pi / 2) / c_{0x} \approx \xi \exp(0.011 \cdot \ln^2[0.5(L / r_W)^6]), \quad (3)$$

где $\xi = 0.573 \pm 0.08$, $P_{BW} / P_d = 0.5(L / r_W)^6$ и $c_{0x} \approx 2.15$ для сферы при $r_W / \lambda_d \gg 10$ в бесстолкновительном потоке разреженной плазмы. Значения коэффициента сопротивления «намагниченной» сферы, рассчитанные по аппроксимации (3), и данные [26, 33, 10] приведены в табл. 2. Соответствие результатов вполне удовлетворительное.

ТОРМОЖЕНИЕ «НАМАГНИЧЕННОГО» КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ИОНОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Зависимости коэффициента силы сопротивления c_x , рис. 3 и формулы (1)–(3) могут быть использованы для оценки эффективности применения собственного магнитного поля КА при торможении объектов космического мусора. ОКМ в ионосфере взаимодействует с нейтральными и заряженными частицами потока разреженной плазмы. Для электромагнитной силы общепринятым является выражение $F_x = c_x \cdot 0.5\rho_\infty U_\infty^2 \pi L^2$. Для ионосферы и магнитных полей с индукцией $B_W \geq 0.8$ Тл следует $r_W \ll L$, а $c_\Sigma = c_{0x} + c_x \approx c_x$, так как $c_{0x} \ll c_x$. Тогда для электромагнитной силы, действующей на «намагниченное» тело в ионосферной плазме $F_x = c_x \cdot 0.5\rho_\infty U_\infty^2 \pi r_W^2$. На рис. 4 приведе-

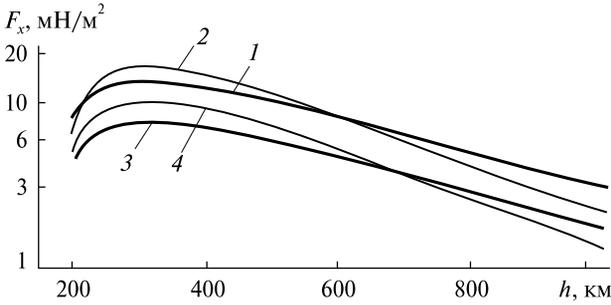


Рис. 4. Электромагнитная сила F_x , тормозящая «намагниченную» сферу радиусом $r_W = 1.0$ м на высотах 200...1000 км: случай $U_\infty \downarrow \uparrow B_W$, $\theta = 0, \pi$: кривая 1 — аппроксимация $c_x = c_{0x} f_1(P_{BW} / P_d)$; кривая 2 — расчет [13]; случай $U_\infty \perp B_W$, $\theta = \pi/2$: кривая 3 — аппроксимация авторов $c_x = c_{0x} f_1 f_2$; 4 — $c_x \approx 0.5(P_{BW} / P_d)^{1/3}$

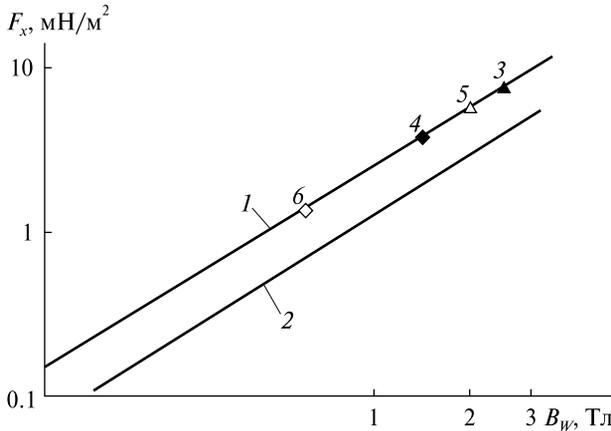


Рис. 5. Зависимость давления электромагнитной силы, действующей на КА, от индукции его собственного магнитного поля, на высоте 700 км: прямая 1 — $U_\infty \downarrow \uparrow B_W$, $\theta = 0$, р (день, max); 2 — $U_\infty \perp B_W$, $\theta = \pi/2$ (ночь, min); 3 — пучок ионов He^+ с энергией 3.5 кэВ (КА LEOSWEEP), $z = 7$ м; 4 — пучок ионов He^+ с энергией 3.5 кэВ (КА LEOSWEEP), $z = 10$ м; 5 — пучок ионов He^+ с энергией 6 кэВ [19]; $z = 20$ м; полуугол расходимости пучка 3° ; 6 — пучок ионов He^+ с энергией 6 кэВ [19]; $z = 20$ м; полуугол расходимости пучка 6°

ны значения электромагнитной силы F_x , тормозящей «намагниченную» сферу радиусом $r_W = 1.0$ м с источником собственного магнитного поля $B_W = 0.8$ Тл на высотах 200...1000 км (день, средний уровень солнечной активности).

Для ионов плазмы использовались данные [2, 8, 7] и модель IRI-2016.

Кроме аппроксимации (1), при определении коэффициента c_x использовалось решение задачи для «намагниченной» сферы с магнитным диполем в центре [13] при $U_\infty \downarrow \uparrow B_W$:

$$F_x = 4\pi(\rho_\infty U_\infty^2 / 2) \cdot (e P_m / (M_i U_\infty)) \cdot 0.51,$$

или в виде

$$F_x = c_x 0.5 \rho_\infty U_\infty^2 \cdot \pi r_W^2,$$

где

$$c_x = (4\pi \cdot r_W \bar{V}_i / (r_i U_\infty)) = (4\pi \omega_{iB} r_W / U_\infty).$$

Для случая $U_\infty \perp B_W$ ($\theta = \pi/2$) использовалась аппроксимация

$$c_x \approx 0.5(P_{BW} / P_d)^{1/3},$$

полученная с учётом данных [32]:

$$F_x \approx (P_m / \mu) \cdot (B_L / L),$$

где

$$B_L = (\mu P_d)^{1/2}; L = r_W (2P_{BW} / P_d)^{1/6},$$

а также результатов численного решения задачи (см. рис. 10 в работе [27]):

$$F_x = c_x 0.5 \rho_\infty U_\infty^2 \pi L^2, c_x \approx 0.5.$$

На рис. 5 приведены зависимости давления, создаваемого электромагнитной силой, действующей на «намагниченную» сферу $F_x = c_x(\theta) 0.5 \rho_i U_\infty^2$ от индукции B_W собственного магнитного поля тела на высоте 700 км в ионосфере Земли: кривая 1 соответствует ориентации $U_\infty \perp B_W$ ($\theta = 0$, день); 2 — $U_\infty \perp B_W$ ($\theta = \pi/2$, ночь). На рис. 5 приведены и расчетные значения давления F_x на ОКМ ионов He^+ с энергией $E_i \approx 3.5$ кэВ плазменной струи, генерируемой ускорителем, размещенным на специальном КА LEOSWEEP. При расстоянии $z = 7$ м между ОКМ и КА LEOSWEEP $F_x \approx 8.43$ мН/м² (точка 3), при $z = 10$ м — $F_x \approx 4.04$ мН/м² (точка 4) [6, 29, 22]. На рис. 5 приведены также расчетные значения давления ионов He^+ с энергией $E_i \approx 6$ кэВ плазменной струи с полууглом расходимости пучка $\psi \sim 3^\circ$, создаваемой ускорителем специального КА [19] при подлете к ОКМ по схеме, аналогичной КА LEOSWEEP, на расстояние $z = 20$ м — $F_x \approx 5.78$ мН/м² (точка 5) и $\psi \sim 6^\circ$ — $F_x \approx 1.44$ мН/м² (точка 6).

При индукции собственного магнитного поля ОКМ $B_W \geq 0.8$ Тл значения давления, создаваемого электромагнитной силой, возникающей

при взаимодействии собственного магнитного поля КА с окружающей плазмой, близки к значениям давления ионов Xe^+ с энергиями $E_i \approx 3.5$ и 6 кэВ при облучении ОКМ с расстояния $z=10$ м и $z=20$ м при полуугле расходимости пучка $\psi \sim 6^\circ$. Приведенные на рис. 4 и 5 оценки свидетельствуют о том, что собственное магнитное поле ОКМ с индукцией более 0.8 Тл может быть использовано для реализации «пассивной схемы» увода объекта космического мусора на более низкую орбиту в ионосфере Земли.

Идея увода ОКМ на более низкие орбиты с применением дополнительного тормозящего импульса (силы сопротивления) концептуально близка к проектам, предлагающим тормозить ОКМ в атмосфере Земли при воздействии:

а) ионов плазменной струи [6, 29, 19] («активное торможение»);

б) нейтральных частиц атмосферы Земли на дополнительные надувные конструкции КА («пассивное» торможение) [12].

В качестве бортового источника собственного постоянного магнитного поля КА могут использоваться сборки Халбаха [14]. Комплектуемыми сборками Халбаха служат постоянные неодимовые магниты (цилиндры, кубики) размером от 1 до 2 см и весом от 10 до 18 г. Кубики размером 2 см с индукцией магнитного поля порядка 0.5 Тл в центре и 1 Тл на краях, сгруппированные по технологии Халбаха, создают одностороннее поле: у лицевой поверхности поле в 1.5...2.0 раза больше, чем у элементных магнитов (0.8...2.0 Тл), с тыльной стороны сборок поле практически отсутствует. Сборки Халбаха изготавливают любой геометрической формы с минимально возможными массогабаритными характеристиками. Две сборки Халбаха, соединенные лицевыми поверхностями, компенсируют поле друг друга. Вне такой системы поле отсутствует. В нужный момент они становятся источником постоянного магнитного поля на борту КА — крепящийся зажим удаляется (отстреливается), сборки расталкиваются своими полями и раскрываются. При взаимодействии с окружающей плазмой такое поле генерирует электромагнитную силу, тормозящую КА. По справочным данным индуктивность постоянных неодимовых магнитов

уменьшается на 1 % за 100 лет. Система «ионосферная плазма — сборка Халбаха» (из неодимовых магнитов) может генерировать электромагнитную силу, тормозящую КА, сколь угодно долго с момента раскрытия двухборок. Такой источник силы, тормозящей КА в ионосфере, не потребляет электроэнергию, не требует расхода топлива, рабочего тела и т. п. Это практически «долгоиграющая» сила. Из рис. 4 и 5 следует, что при магнитных полях с индуктивностью 0.8...2.0 Тл давление, создаваемое электромагнитной силой, генерируемой системой «ионосферная плазма — бортовой магнит», сравнимо с импульсом, инжектируемым плазменными ускорителями специальных КА, предназначенных для реализации процедуры очистки околоземного пространства от космического мусора [6, 19, 29].

Электромагнитная сила, генерируемая системой «ионосферная плазма — бортовой магнит», может быть использована при реализации схемы «пассивного торможения» для увода объекта космического мусора на более низкую орбиту в ионосфере Земли:

- проектируемые, подготовленные к эксплуатации изделия ракетно-космической техники (потенциальные ОКМ) оснащаются «спящим магнитом» — сборки Халбаха, соединенные лицевыми поверхностями и обеспечивающие допустимый для данного изделия остаточный нескомпенсированный магнитный момент на период эксплуатации его в ионосфере. По истечении срока активной эксплуатации КА зажим, крепящийся сборки, удаляется, сборки раскрываются, ионосферная плазма взаимодействует с постоянным магнитным полем на лицевой поверхностиборок. Система «ионосферная плазма — постоянный магнит» генерирует электромагнитную силу, тормозящую ОКМ для перевода его на более низкую орбиту;

- специальный КА с гарпуном (постоянный магнит) при подлете к ОКМ выстрелом «загарпунивает» ОКМ, обеспечивает его собственным магнитным полем. Далее ОКМ с источником собственного магнитного поля, создающим электромагнитную силу, перемещается на более низкую орбиту в автономном режиме без сопровождения его специальным КА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для условий физического моделирования получены зависимости коэффициента силы сопротивления КА от параметров, характеризующих его взаимодействие с гиперзвуковым потоком ионосферной разреженной плазмы: отношения давления собственного магнитного поля КА к скоростному напору набегающего потока и от угла между векторами скорости полета и индукции магнитного поля КА, а также характерного размера мини-магнитосферы к линейному размеру КА.

Показано, что электромагнитная сила сопротивления (торможения) КА, генерируемая при взаимодействии источника собственного магнитного поля (постоянного магнита с индукци-

ей более 0.8 Тл) с ионосферной плазмой на высотах 250...1000 км, сопоставима с импульсом, инжектируемым плазменными ускорителями специальных КА, предназначенных для очистки околоземного пространства от объектов космического мусора путем дополнительного торможения, увода их на более низкие орбиты с последующим сгоранием в плотных слоях атмосферы Земли [15, 20].

Работа выполнялась в рамках проекта «Цільова комплексна програма НАН України з наукових космічних досліджень на 2018—2022 рр., напрям Г. Науково-технічна підтримка виконання проектів, включених до Програми спільних досліджень НАН України і ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля», п. 14».

ЛИТЕРАТУРА

1. Галкин В. С. Определение моментов и сил, действующих на вращающиеся тела в свободномолекулярном потоке и в потоке света. *Инженерный журнал*. 1965. **5** (5). С. 954—958.
2. Гуревич А. В., Шварцбург А. Б. *Нелинейная теория распространения радиоволн в ионосфере*. Москва: Наука, 1973. 272 с.
3. Подгорный И. М., Сагдеев Р. З. Физика межпланетной плазмы и лабораторные эксперименты. *Успехи физ. наук*. 1969. **98** (3). С. 409—440.
4. Шувалов В. А. *Моделирование взаимодействия тел с ионосферой*. Киев: Наук. думка, 1995. 180 с.
5. Bityurin V. A., Vatazhin A. B., Gus'kov O. V., Kopchenov V. I. Hypersonic flow past the spherical nose of a body in the presence of a magnetic field. *Fluid Dynamics*. 2004. **39** (4). P. 657—666.
6. Bombardelli C., Peláez J. Ion beam shepherd for contactless space debris removal. *J. Guidance and Dynamics*. 2011. **34** (3). P. 916—920.
7. Draft International Standard. Space environment (natural and artificial) — Earth upper atmosphere. ISO 14222:2013(E).
8. ECSS-E-10-04 A. *Space engineering: Space environment*. — Noordwijk: ESA Publications Division, 2000. 2000-01-21. 196 p.
9. Fujino T., Shimosowa Y. Numerical study of magnetohydrodynamic flow control along superorbital reentry trajectories. *J. Spacecraft and Rockets*. 2016. **53** (3). P. 528—537.
10. Fujita K. Particle simulation of moderately-sized magnetic sail. *J. Space Technology Science*. 2004. **20** (2). P. 26—31.
11. Funaki I., Kojima H., Yamakawa Y. Laboratory experiment of plasma flow around magnetic sail. *Astrophys. Space Sci*. 2007. **307** (1-3). P. 63—68.
12. Grossman G., Williams G. Inflatable concentrators for solar propulsion and dynamic space power. *J. Solar Energy Engineering*. 1990. **112** (11). P. 229—236.
13. Gunko J. F., Kurbatova G. I., Filippov B. V. Methodic of calculation aerodynamic coefficients for bodies with magnetic fields in rarefied plasma. *Rarefied gas aerodynamic*. 1973. No. 6. P. 54—66.
14. Halbach K. Application of permanent magnet in accelerators and electron storage ring. *J. Applied Phys*. 1985. **57**. P. 3605—3608.
15. Inamori T., Kawashima R., Saisutjarit P., Sako N., et. al. Magnetic plasma deorbit system for nano- and micro-satellites using magnetic torquer interference with space plasma in low Earth orbit. *Acta Astronautica*. 2015. **112**. P. 192—199.
16. Katsurayama H., Kawamura M., Matsuda A., Abe T. Kinetic and continuum simulation of electromagnetic control of a simulated reentry flow. *J. Spacecraft and Rockets*. 2008. **45** (2). P. 248—254.
17. Kawamura H., Matsuda A., Katsurayama H., Otsu H., et. al. Experiment on drag enhancement for a blunt body with electrodynamic heat shield. *J. Spacecraft and Rockets*. 2009. **46** (6). P. 1171—1177.

18. Kawashima R., Bak J., Maturawa S., Inamori T. Particle simulation of plasma drag force generation in the magnetic plasma deorbit. *J. Spacecraft and Rockets*. 2018. **55** (5). P. 1074–1082.
19. Kitamura S., Hayakawa Y., Kawamoto S. A reorbiter for GEO large debris objects using ion beam irradiation. *Acta Astronautica*. 2014. **94** (2). P. 725–735.
20. Mark C. P., Kamath S. Review of active space debris removal methods. *Space Policy*. 2019. **47**. P. 194–206.
21. Mehta P. M., Walker A., McLaughlin C. A., Koller J. Comparing physical drag coefficients computed using different gas-surface interaction models. *J. Spacecraft and Rockets*. 2014. **51** (3). P. 873–883.
22. Merino M., Ahedo E., Bombardelli C., Urrutxua H., et. al. Hypersonic plasma plume expansion in space. *Proc. IEPC* (Intern. Electric Propulsion Conf.). 2011. 086.
23. Mitchner M., Kruger Ch. *Partially ionized gases*. New York: Wiley, 1973. 518 p.
24. Moe K., Moe M. M., Wallace S. D. Improved satellite drag coefficient calculation from orbital measurements of energy accommodation. *J. Spacecraft and Rockets*. 1998. **35** (3). P. 266–272.
25. Nishida A. *Geomagnetic diagnosis of the magnetosphere*. New-York — Heidelberg — Berlin: Springer-Verlag, 1978. 256 p.
26. Nishida H., Funaki I. Analysis of thrust characteristics of a magnetic sail in magnetized solar wind. *J. Propulsion and Power*. 2012. **28** (3). P. 636–641.
27. Nishida H., Ogawa H., Funaki I., Fujita K., Yamakawa H. Two-dimensional magnetohydrodynamic simulation of a magnetic sail. *J. Spacecraft and Rockets*. 2006. **43** (3). P. 667–672.
28. Parks D. E., Katz I. Asymptotic magnetic field expansion in mini-magnetospheric plasma propulsion. *J. Spacecraft and Rockets*. 2003. **40** (4). P. 597–598.
29. Shuvalov V. A., Gorev N. A., Tokmak N. A., Kochubei G. S. Physical simulation of the long-term dynamic action of a plasma beam on a space debris object. *Acta Astronautica*. 2017. **132**. P. 97–102.
30. Shuvalov V. A., Pis'mennyi N. I., Lazuchenkov D. N., Kochubei G. S. Probe diagnostics of laboratory and ionospheric rarefied plasma flows. *Instruments and experimental techniques*. 2013. **56** (4). P. 459–467.
31. Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Pis'mennyi N. I., Kochubei G. S. Control of the drag on a spacecraft in the earth's ionosphere using the spacecraft's magnetic field. *Acta Astronautica*. 2018. **151**. P. 717–725.
32. Toivanen P. K., Janhunen P., Koskinen H. E. J. Magnetospheric propulsion (eMPII). *ESTEC/Contractor N16361/02/NL/LvH*. Final report. 2004. No. 1.3. 78 p.
33. Zubrin P. M., Andrews D. G. Magnetic sail and interplanetary travel. *J. Spacecraft and Rockets*. 1991. **28** (2). P. 197–203.

Стаття надійшла до редакції 08.06.2019

REFERENCES

1. Galkin V. S. (1965). Opredelenie momentov i sil, deystvuyushih na vrashaushiesiy tela v svobodnomolekularnom potoke i v potoke sveta. *Inzhenerny zhurnal*, **5** (5), 954–958 [in Russian].
2. Gurevich A. V., Shvartsburg A. B. (1973). *Nonlinear theory of radio wave propagation in the ionosphere*. Moscow: Nauka.
3. Podgorny I. M., Sagdeev R. Z. (1970). Physics of interplanetary plasma and laboratory experiments. *Sov. Phys. Uspekhi*, **12**, 445–462 [in Russian].
4. Shuvalov V. A. (1995). *Modelling of the interaction the bodies with the ionosphere*. Kuiv: Naukova dumka [in Russian].
5. Bityurin V. A., Vatazhin A. B., Gus'kov O. V., Kopchenov V. I. (2004). Hypersonic flow past the spherical nose of a body in the presence of a magnetic field. *Fluid Dynamics*, **39** (4), 657–666.
6. Bombardelli C., Peláez J. (2011). Ion beam shepherd for contactless space debris removal. *J. Guidance and Dynamics*, **34** (3), 916–920.
7. Draft International Standard. Space environment (natural and artificial) — Earth upper atmosphere. ISO 14222:2013(E).
8. ECSS-E-10-04 A. (2000). Space engineering: Space environment. — 2000-01-21. Noordwijk: ESA Publications Division, 196.
9. Fujino T., Shimosowa Y. (2016). Numerical study of magnetohydrodynamic flow control along superorbital reentry trajectories. *J. Spacecraft and Rockets*, **53** (3), 528–537.
10. Fujita K. (2004). Particle simulation of moderately — sized magnetic sail. *J. Space Technology Science*, **20** (2), 26–31.
11. Funaki I., Kojima H., Yamakawa Y. (2007). Laboratory experiment of plasma flow around magnetic sail. *Astrophys. Space Sci.*, **307** (1-3), 63–68.
12. Grossman G., Williams G. (1990). Inflatable concentrators for solar propulsion and dynamic space power. *J. Solar Energy Engineering*, **112** (11), 229–236.
13. Gunko J. F., Kurbatova G. I., Filippov B. V. (1973). Methodic of calculation aerodynamic coefficients for bodies with magnetic fields in rarefied plasma. *Rarefied gas aerodynamic*, No. 6, 54–66.
14. Halbach K. (1985). Application of permanent magnet in accelerators and electron storage ring. *J. Applied Phys.*, **57**, 3605–3608.

15. Inamori T., Kawashima R., Saisutjarit P., Sako N., et. al. (2015). Magnetic plasma deorbit system for nano-and micro-satellites using magnetic torquer interference with space plasma in low Earth orbit. *Acta Astronautica*, **112**, 192—199.
16. Katsurayama H., Kawamura M., Matsuda A., Abe T. (2008). Kinetic and continuum simulation of electromagnetic control of a simulated reentry flow. *J. Spacecraft and Rockets*, **45** (2), 248—254.
17. Kawamura H., Matsuda A., Katsurayama H., Otsu H., et. al. (2009). Experiment on drag enhancement for a blunt body with electrodynamic heat shield. *J. Spacecraft and Rockets*, **46** (6), 1171—1177.
18. Kawashima R., Bak J., Maturawa S., Inamori T. (2018). Particle simulation of plasma drag force generation in the magnetic plasma deorbit. *J. Spacecraft and Rockets*, **55** (5), 1074—1082.
19. Kitamura S., Hayakawa Y., Kawamoto S. (2014). A reorbiter for GEO large debris objects using ion beam irradiation. *Acta Astronautica*, **94** (2), 725—735.
20. Mark C. P., Kamath S. (2019). Review of active space debris removal methods. *Space Policy*, **47**, 194—206.
21. Mehta P. M., Walker A., McLaughlin C. A., Koller J. (2014). Comparing physical drag coefficients computed using different gas-surface interaction models. *J. Spacecraft and Rockets*, **51** (3), 873—883.
22. Merino M., Ahedo E., Bombardelli C., Urrutxua H., et. al. (2011). Hypersonic plasma plume expansion in space. *Proc. IEPC* (Intern. Electric Propulsion Conf.), 086.
23. Mitchner M., Kruger Ch. (1973). *Partially ionized gases*. New York: Wiley.
24. Moe K., Moe M. M., Wallace S. D. (1998). Improved satellite drag coefficient calculation from orbital measurements of energy accommodation. *J. Spacecraft and Rockets*, **35**(3), 266—272.
25. Nishida A. (1978). *Geomagnetic diagnosis of the magnetosphere*. New-York — Heidelberg — Berlin: Springer-Verlag.
26. Nishida H., Funaki I. (2012). Analysis of thrust characteristics of a magnetic sail in magnetized solar wind. *J. Propulsion and Power*, **28**(3), 636—641.
27. Nishida H., Ogawa H., Funaki I., Fujita K., Yamakawa H. (2006). Two-dimensional magnetohydrodynamic simulation of a magnetic sail. *J. Spacecraft and Rockets*, **43** (3), 667—672.
28. Parks D. E., Katz I. (2003). Asymptotic magnetic field expansion in mini-magnetospheric plasma propulsion. *J. Spacecraft and Rockets*, **40** (4), 597—598.
29. Shuvalov V. A., Gorev N. A., Tokmak N. A., Kochubei G. S. (2017). Physical simulation of the long-term dynamic action of a plasma beam on a space debris object. *Acta Astronautica*, **132**, 97—102.
30. Shuvalov V. A., Pis'mennyi N. I., Lazuchenkov D. N., Kochubei G. S. (2013). Probe diagnostics of laboratory and ionospheric rarefied plasma flows. *Instruments and experimental techniques*, **56** (4), 459—467.
31. Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Pis'mennyi N. I., Kochubei G. S. (2018). Control of the drag on a spacecraft in the Earth's ionosphere using the spacecraft's magnetic field. *Acta Astronautica*, **151**, 717—725.
32. Toivanen P. K., Janhunen P., Koskinen H. E. J. (2004). Magnetospheric propulsion (eMPii). *ESTEC/Contractor N16361/02/NL/LvH*. Final report, **1.3**. 78 p.
33. Zubrin P. M., Andrews D. G. (1991). Magnetic sail and interplanetary travel. *J. Spacecraft and Rockets*, **28** (2), 197—203.

Received 08.06.2019

В. О. Шувалов¹, зав. відділу, д-р техн. наук, проф.

Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки та премії НАН України ім. М. К. Янгеля

E-mail: vashuvalov@ukr.net

В. Г. Симанов², пров. конструктор

П. Г. Хорольський², пров. наук. співроб., канд. техн. наук

С. М. Кулагін¹, старш. наук. співроб., канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

¹ Інститут технічної механіки НАН України і ДКА України
вул. Лешко-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

² ДП «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

ПРО ГАЛЬМУВАННЯ ШТУЧНО «НАМАГНІЧЕНОГО» КОСМІЧНОГО АПАРАТА У ІОНОСФЕРНІЙ ПЛАЗМІ

За результатами фізичного (стендового) моделювання динамічної взаємодії «намагніченого» тіла з гіперзвуковим потоком розрідженої плазми в іоносфері Землі отримано залежності коефіцієнта сили опору від відношення магнітного тиску до швидкісного напору, від кута між векторами швидкості потоку плазми (польоту КА) і індукції власного магнітного поля, а також відношення характерного розміру збуреної зони при обтіканні «намагніченого» тіла до його лінійного розміру. Визначено залежність електромагнітної сили, яка гальмує КА на висоті 700 км, від індукції його

власного магнітного поля. Для діапазону висот 250...1000 км в іоносфері Землі показано, що електромагнітна сила, яку генерує взаємодія власного магнітного поля КА (≥ 0.8 Тл) з навколишньою плазмою, порівнянна з імпульсом, який інjektують плазмові прискорювачі спеціальних космічних апаратів. Ці апарати призначено для примусового «активного» очищення навколоземного простору від об'єктів космічного сміття з лінійним розміром понад 0.5 м (паливних баків, останніх ступенів ракет-носіїв, обтічників, КА, що вичерпали ресурс тощо). Процедура очищення передбачає гальмування об'єктів космічного сміття плазмовим струменем, відведення їх на нижчі орбіти і наступну утилізацію при згорянні у щільних шарах атмосфери Землі. При індукції власного магнітного поля КА більше 0.8 Тл електромагнітна сила більш ніж на три порядки перевищує силу гальмування КА, обумовлену дією нейтрального компонента частково іонізованої іоносферної плазми на висотах понад 700 км. Застосування електромагнітної сили, яку генерує система «намагнічений КА — іоносферна плазма» може стати альтернативою технологіям «активного» (плазмові струмені спеціальних КА) і «пасивного» (надувні конструкції КА) очищення навколоземного простору від об'єктів космічного сміття на висотах 250...1000 км.

Ключові слова: космічний апарат, іоносферна плазма, магнітне поле, електромагнітна сила, гальмування, космічне сміття.

V. A. Shuvalov¹, Head of Department, Dr.Sci. in Engineering, Professor
Laureate of the State Prize in Science and Technology and M.K. Yangel Prize of NAS of Ukraine
E-mail: vashuvalov@ukr.net

V. G. Simanov², Chief Designer

P. G. Horolsky², Chief Researcher, Cand. Sci. in Engineering

S. N. Kulagin¹, Senior Researcher, Cand. Sci. in Engineering

¹ Institute of technical mechanics of the NAS of Ukraine and SSA of Ukraine
15, Leshko-Popel Str., Dnipro, 49005 Ukraine

² Yuzhnoye State Design Office

3, Kryvorizska Str., Dnipro, 49008 Ukraine

DECCELERATION OF AN ARTIFICIALLY MAGNETIZED SPACECRAFT IN THE IONOSPHERIC PLASMA

The physical modeling of the dynamic interaction of a “magnetized” body with a hypersonic rarefied plasma flow in the Earth’s ionosphere gives the dependences of the drag force on the ratio of magnetic pressure to the velocity head, on the angle between vectors of the plasma flow velocity (spacecraft flight) and induction of own magnetic field, as well as on the ratio of the characteristic size of a disturbed zone in the flow around the “magnetized” body to its linear size. The dependence of the electromagnetic force braking a spacecraft at an altitude of ~ 700 km on the induction of its magnetic field is determined. For the altitude range of 250...1000 km in the Earth’s ionosphere, it is shown that the electromagnetic force generated by the interaction of the spacecraft’s magnetic field (induction ≥ 0.8 T) with the surrounding plasma is comparable to an impulse injected by the plasma jet of the special spacecraft. Such vehicles are intended for forced “active” cleaning of near-Earth space from large space debris objects with a linear size of ≥ 0.5 m (fuel tanks, last stages of launch vehicles, cowls, used spacecraft, etc.). The cleaning procedure involves braking of space debris objects with a plasma jet, shifting them to lower orbits, and then removing by combustion in dense layers of the Earth’s atmosphere. With the induction of spacecraft’s magnetic field of higher than 0.8 T, the electromagnetic force significantly, by more than three orders of magnitude, exceeds the deceleration force. The latter is due to the action of the neutral component of the partially ionized ionospheric plasma at altitudes ≥ 700 km. The use of electromagnetic force generated in the system “magnetized spacecraft — ionospheric plasma” can be an alternative to the technologies of “active” (plasma jets of special spacecraft) and “passive” (inflatable spacecraft constructions) cleaning of near-earth space from the space debris objects at altitudes of 250...1000 km.

Keywords: spacecraft, ionospheric plasma, magnetic field, electromagnetic force, braking, space debris.