

УДК 533.9

ОРБИТАЛЬНЫЕ МАНЕВРЫ КА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ
С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ© 2019 г. М. Н. Казеев^{а,*}, В. П. Ходненко^б^а Национальный исследовательский центр “Курчатовский институт”, Москва, Россия^б АО “Корпорация “ВНИИЭМ”, Москва, Россия

* e-mail: kazeev_mn@nrcki.ru

Поступила в редакцию 22.06.2018 г.

После доработки 17.07.2018 г.

Принята в печать 02.08.2018 г.

Приведены примеры выполнения орбитальных маневров космических аппаратов (КА) с использованием корректирующей двигательной установки (КДУ) на основе электрореактивных двигателей (ЭРД). Высокая скорость плазмы, достигнутая в ЭРД, позволяет выполнять орбитальные маневры со значительно меньшим расходом топлива, чем в двигателях с химическим рабочим телом. Время, необходимое для выполнения орбитальных маневров с использованием ЭРД, связано с доступной бортовой мощностью. Это время чаще всего намного больше, чем у обычных двигателей. Преимущество ЭРД реализуется, если миссия позволяет включать двигательную установку на длительное время. На КА “Метеор” с начала 1970-х гг. используются стационарные плазменные двигатели, концепция которых предложена А.И. Морозовым. С помощью КДУ со стационарными плазменными двигателями “ЭОЛ-1” КА “Метеор” был установлен на условно-синхронную орбиту, обеспечивающую неподвижную сетку трасс с периодом обращения $T = 102.31$ мин. В этом случае получен полный ежесуточный обзор всей поверхности Земли при ширине полосы обзора 2900 км. В последние десятилетия наблюдается устойчивая тенденция к миниатюризации космической аппаратуры, что требует разработки приемлемых двигателей для удовлетворения новых требований. Типичные интегральные импульсы тяги, необходимые для КДУ, уменьшаются в несколько раз. В настоящее время в России рассматривается и развивается целый ряд космических группировок на основе малых КА массой от 60 до 500 кг. АО «Корпорация “ВНИИЭМ”» создает космическую группировку ИОНОЗОНД, предназначенную для наблюдения за геофизическими условиями. Приводится описание группировки ИОНОЗОНД и рассматриваются варианты применения в системе коррекции орбиты ряда КДУ, в частности, на основе стационарных, ионных и импульсных плазменных двигателей. Показано, что их использование на малых КА может заметно повысить экономическую эффективность орбитальных группировок дистанционного зондирования.

DOI: 10.1134/S0367292119010074

1. ВВЕДЕНИЕ

30 ноября 1964 г. КА Зонд-2 был запущен на Марс с космодрома Байконур в СССР, а 14 декабря он впервые использовал ЭРД в системе ориентации. ДУ на основе 6 импульсных плазменных двигателей была успешно испытана в течение 70 мин на расстоянии 5.4 млн км от Земли [1]. После успешного запуска и испытания в космосе интерес к исследованию и разработке различных типов ЭРД значительно увеличился. В этой работе участвовали различные организации и большое количество специалистов, что, конечно, ускорило разработку и холловских двигателей, называемых также стационарными плазменными двигателями (СПД), идею создания которых предложил А.И. Морозов в начале 60-х годов прошлого века [2]. К началу 1970-х гг. была заверше-

на разработка первой двигательной установки на основе СПД и ее интеграция в космический аппарат “Метеор”. В декабре 1971 г. был запущен КА “Метеор” с корректирующей двигательной установкой (КДУ) на базе СПД. Вскоре были выполнены первые включения и испытания, демонстрирующие эффективность работы СПД в космосе и его совместимость с космическими аппаратами на околоземных орбитах.

КДУ на основе СПД используется на КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для формирования и долгосрочного обслуживания орбит с жесткими заданными параметрами. КА, должен находиться на орбитах, которые обеспечивают глобальный обзор поверхности Земли в заданной периодичности при неизменных условиях наблюдений. Одним из видов деятельности АО «Корпорация “ВНИИЭМ”» является созда-

ние и эксплуатация КА для дистанционного зондирования Земли, в том числе метеорологических спутников. ВНИИЭМ имеет более чем 40-летнюю успешную историю разработок и запусков космических аппаратов со стационарными плазменными двигателями (СПД).

2. ОРБИТАЛЬНЫЕ МАНЕВРЫ КА “МЕТЕОР” С ПОМОЩЬЮ КДУ НА ОСНОВЕ СПД

Разработка КА для исследования природных ресурсов Земли и экологического мониторинга началась во ВНИИЭМ на основе ИСЗ Метеор. Общий вид КА “Метеор” приведен на рис. 1. КА, предназначенные для проведения дистанционного зондирования Земли, должны находиться на орбитах, обеспечивающих глобальный обзор поверхности Земли с заданной периодичностью при неизменных условиях дистанционных наблюдений [3]. Необходимость точного регулирования параметров орбиты и вывода КА на широтно-стабилизированные и солнечно-синхронные орбиты требует применения и использования в системах коррекции ЭРД малой тяги.

Формула, связывающая периодичность обзора k (сут.) с шириной полосы обзора b , имеет вид

$$nk = \frac{l}{b-a} \pm 1, \quad (1)$$

где n – число оборотов КА в сутки (целое число), l – длина экватора. Знак “+” указывает на смещение последовательных полос обзора в западном направлении, “–” – в восточном. При уменьшении k , возникшем по какой-либо причине, при той же самой ширине полосы обзора, в первую очередь по экватору будут наблюдаться провалы между соответствующими космическими снимками. При увеличении k космоснимки соседних полос обзора будут накладываться, что снизит скорость получения информации по всей планете. КА на орбите, удовлетворяющей условию поддержания неподвижной сетки трасс, имеет период обращения, равный

$$T = \frac{T_S}{n} \left(1 + \frac{\Omega}{2\pi} \pm \frac{b-a}{l} \right), \quad (2)$$

где T_S – продолжительность звездных суток, Ω – прецессия орбиты за виток.

Поэтому важно выбрать орбиты, обеспечивающие неподвижность трасс и позволяющие без потерь осуществить глобальный обзор поверхности Земли за определенный период. Двигатели коррекции орбиты должны обеспечивать глобальный обзор в минимально возможные сроки при заданной ширине полосы обзора, погрешности ориентации и области допустимых высот за весь срок активного существования КА.

Маневры по изменению периода ΔT и эксцентриситета орбиты Δe совершаются одной и той же парой двигателей и могут быть объединены. От-

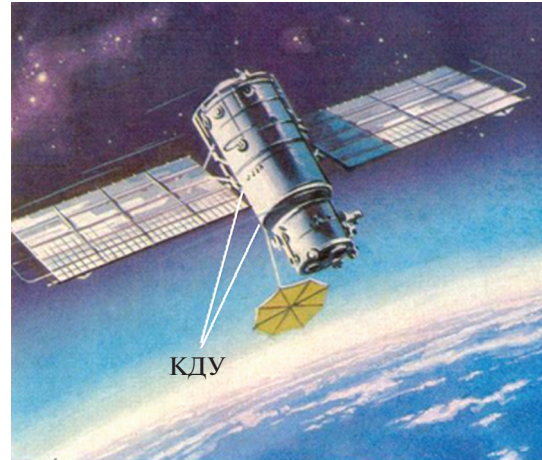


Рис. 1. Общий вид КА “Метеор” с КДУ.

работка КА “Метеор” и КА “Метеор-Природа” велась на околополярных орбитах, т. е., выполняя условия выражений (1) и (2), можно обеспечить периодичность полного наблюдения при заданной ширине полосы обзора. При ширине полосы обзора 2200–2900 км наиболее интересными являются две орбиты: условно-синхронная и синхронно-широтная.

С помощью корректирующей КДУ на основе СПД “ЭОЛ-1” был произведен подъем КА “Метеор” на 16.9 км, в результате чего он был установлен на расчетную орбиту, близкую к условно-синхронной, обеспечивающую неподвижную сетку трасс с периодом обращения $T = 102.31$ мин. В этом случае был достигнут полный ежедневный обзор всей поверхности Земли при ширине полосы обзора ≈ 2900 км [4]. Можно также создать кратнопериодическую орбиту, обеспечивающую неподвижную сетку трасс, с периодом полного обзора в несколько суток при более узкой полосе. Основные характеристики КДУ на базе СПД “ЭОЛ-1”, полученные в ходе космических испытаний, приведены в табл. 1.

При построении орбит с заранее заданными характеристиками требуется провести начальную коррекцию, связанную с изменением ее оскулирующих элементов. Если тягу двигателя F рассматривать как возмущающую силу, то движение космического аппарата можно описать уравнениями Ньютона теории возмущенного движения. Управлять скоростью и направлением изменения указанных элементов можно как путем изменения продолжительности включения двигателя, так и за счет переключения знака тяги. Для орбиты высотой ~ 900 км ближайшее целое число оборотов КА за 24 часа равно 14 и, следовательно, период обращения синхронно-широтной орбиты

$$T_0 = \frac{24}{14} \times 60 = 102.857143 \text{ мин.}$$

Таблица 1. Основные характеристики КДУ на основе СПД “ЭОЛ-1”

Параметры	Значения
Среднее энергопотребление, Вт	~430
Тяга, мНс	16–19
Суммарный импульс тяги, кНс	11.7
Общая наработка, час	180
Количество включений	≤ 15
Удельный импульс, Нс/кг	$(7.9–9.8) \times 10^3$
Полная масса КДУ, кг	32.5
Концентрация ионов Xe^+ на срезе сопла, м^{-3} *	$(2–3) \times 10^{17}$
Энергия ионов, эВ*	130–180

* – лабораторные измерения.

Зная разность ΔT между истинным периодом T и T_0 и задаваясь требуемым временем пересечения экватора, можно рассчитать моменты включения и выключения двигателя.

2.1. Маневры по изменению периода и эксцентриситета

Маневры по изменению периода и эксцентриситета были проведены на КА “Метеор-Природа”, запущенном в 1974 г. с бортовой КДУ “ЭОЛ-2” на основе усовершенствованного СПД. Ось СПД была совмещена с осью крена X и проходила ниже центра масс КА на $-(20 \pm 10)$ мм. Один СПД установлен по $+X$, струя плазмы при работе направлена вперед (КДУ2); второй СПД установлен по $-X$ (КДУ1). Масса КА равнялась 1372 кг. Начальные параметры КА составляли: $T = 102.5653$ мин, наклонение орбиты $i = 81.2^\circ$, апогей $H_a = 905$ км,

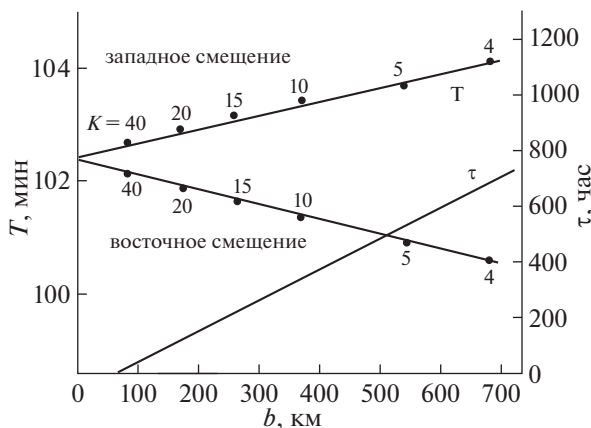


Рис. 2. Период обращения T и “моторное” время τ в зависимости от ширины обзора b и периодичности k .

перигей $H_p = 877$ км, угловое расстояние перигея от узла $\omega = 273.82^\circ$, большая полуось $a = 7.2615 \times 10^3$ км, $e = 0.00096$.

Тяга СПД определялась из соотношения [3]

$$F = 3.4 \times 10^7 \frac{\Delta T}{T} \frac{1}{t} [\text{мН}],$$

где t – время работы КДУ.

Увеличение периода на $\Delta T = (29 \pm 0.3) \times 10^{-3}$ мин за время работы КДУ2 $t_1 = 102.5 \pm 1$ мин и КДУ1 $t_2 = 204 \pm 1$ мин при допущении, что тяги двигателей равны, дает величину тяги $F_1 = F_2 = 20.6 \pm 1.5$ мН. Для перевода КА на синхронно-широтную орбиту с периодом $T_{sl} = 102.85714$ мин необходимо было изменить период обращения КА на $\Delta T = T_{sl} - T = 102.857 - 102.805 = 0.052$ мин, что и было в дальнейшем сделано при маневре уменьшения эксцентриситета. Зависимость ширины и периодичности обзора от периода обращения и необходимого для этого “моторное” время КДУ даны на рис. 2.

Следовательно, включение КДУ1 должно проходить вблизи апогея, а КДУ2 – вблизи перигея (рис. 3). Если включать только КДУ1, то одновременно с уменьшением эксцентриситета будет увеличиваться период обращения. Если же включать поочередно КДУ1 в апогее и КДУ2 в перигее, то период обращения не будет изменяться. Было рассчитано изменение эксцентриситета за одно включение КДУ1 на 36 мин симметрично относительно апогея, или относительно перигея КДУ2. Далее было определено изменение эксцентриситета по результатам соответствующей продолжительности включений КДУ1 и КДУ2, которое приняло значение $\Delta e = (5.1–0.44) \times 10^{-4}$. Одно-

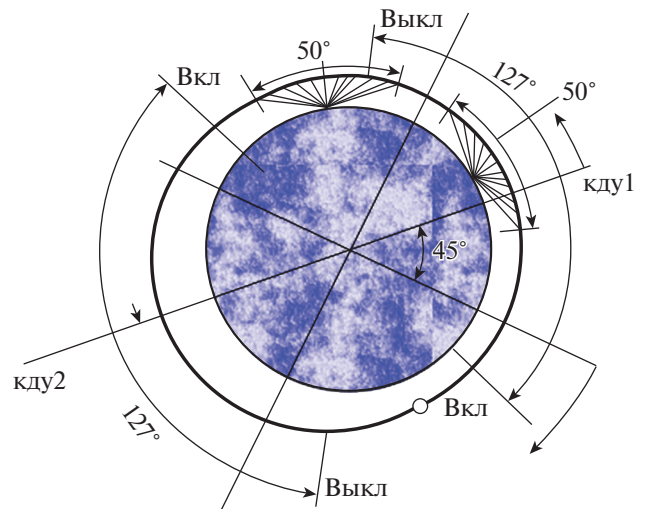


Рис. 3. Включение и выключение КДУ.

временно в ходе указанных маневров подтвердились приведенные выше значения тяги двигателей $F_1 = F_2 = 21 \pm 1$ мН. С помощью КДУ с СПД проведены маневры КА “Метеор”, в результате которых был увеличен период орбиты на $\Delta T = 0.291$ мин, уменьшен эксцентриситет на $\Delta e = 5 \times 10^{-4}$, и космический аппарат установлен на синхронно-широтную орбиту с периодом $T_{sl} = 102.85777$ мин. Погрешность установки составляла $\Delta T = 6 \times 10^{-4}$ мин, что соответствовало изменению времени прохождения экватора через каждые сутки на 0.5 с. Определены достижимые точности получения заданных параметров орбиты (по периоду $\Delta T \sim 1 \times 10^{-4}$ мин). Данные, полученные при орбитальных маневрах КА “Метеор-Природа”, хорошо согласуются с измерениями, выполненными на КА “Метеор”.

Таким образом, орбитальные маневры КА “Метеор” подтвердили концепцию А.И. Морозова о возможности создания КДУ на основе СПД с тягой до нескольких десятков миллиньютонов. Испытания ЭРДУ “ЭОЛ-1” в составе КА “Метеор” впервые продемонстрировали возможности проведения коррекции орбит КА с использованием ЭРД и заложили основы широкого применения ЭРД. В дальнейшем были решены проблемы совместимости двигателя с бортовыми системами КА, достижения необходимого ресурса, выпуска серийных двигателей [4, 5]. В космосе работали и продолжают работать около 400 СПД. Технология СПД получила всемирное распространение [6].

3. СОВРЕМЕННЫЕ КА “КАНОПУС-В”, “ЗОНД” И “ИОНОСФЕРА”

В последние десятилетия наблюдается устойчивый интерес к использованию спутников с малой массой на научном и коммерческом рынке, поскольку технология позволила разработать более легкую полезную нагрузку. Миниатюризация космической аппаратуры предполагает применение приемлемых двигателей для удовлетворения требований новых задач. Типичные интегральные импульсы, необходимые для КДУ, уменьшаются в несколько раз. Малые КА позволяют уменьшить затраты на создание и развертывание группировок КА целевого назначения. Возможность быстрой модификации МКА для широкого круга задач, малые сроки разработки, уменьшенные стоимости вывода на орбиту и орбитальной эксплуатации делают их перспективными для целого ряда проектов.

Российский КА “Канопус-В” [7] предназначен для дистанционного зондирования Земли. АО «Корпорация “ВНИИЭМ”» разработала его совместно с британской компанией Surrey Satel-

Таблица 2. Основные характеристики КДУ КА “Канопус-В”

Параметры	Значения
Среднее энергопотребление, Вт	317
Номинальная тяга, мНс	14
Удельный импульс, Нс/кг	8.5×10^3
Ресурс работы, час	800
Ресурс по количеству включений	2000
Сухая масса КДУ, кг	19.2
Интегральный импульс, кНс	11.7
Время подготовки, с	46–49
Масса, кг	32.5
Масса заправленного ксенона, кг	5.2
Общий гарантийный срок, лет	10
Срок активного существования, лет	7

lite Technology Limited. Масса “Канопус-В” составляет 450 кг. КА “Канопус-В” и аналогичный белорусский КА (БКА) согласно принятой классификации относятся к классу малых КА. КА дистанционного зондирования “Канопус-В” и БКА запущены в 2012 г. на орбиту высотой 510 км имеют в своем составе КДУ с СПД-50 разработки ОКБ “Факел” (Россия, г. Калининград), выбранную, с учетом достигнутых характеристик и степени отработанности в натуральных условиях. Данная КДУ предназначена для:

- осуществления начальной коррекции ошибок выведения КА на орбиту;
- формирования орбитальной группировки с разведением аппаратов по фазе на 180° ,
- проведения текущей коррекции, направленной на компенсацию тормозящего воздействия атмосферы, и коррекции, связанной с поддержанием углового положения КА по аргументу широты.

Основные характеристики КДУ КА “Канопус-В” приведены в табл. 2. Необходимые суммарные импульсы тяги на проведение коррекции орбитальных параметров КА “Канопус-В” и БКА по расчетным оценкам составляют 33.65 кНс с учетом 10% разброса по величине тяги. В настоящее время на орбите находятся четыре КА “Канопус-В”. КДУ на основе СПД-50 работают в штатном режиме.

Космические группировки малых КА представляют большой интерес из-за относительно низкой стоимости их разработки и производства, а также снижения цен на доставку на орбиту. В настоящее время в России рассматривается и развивается целый ряд космических группировок на основе малых КА массой от 60 до 500 кг. В связи с актуальностью исследований атмосферных и

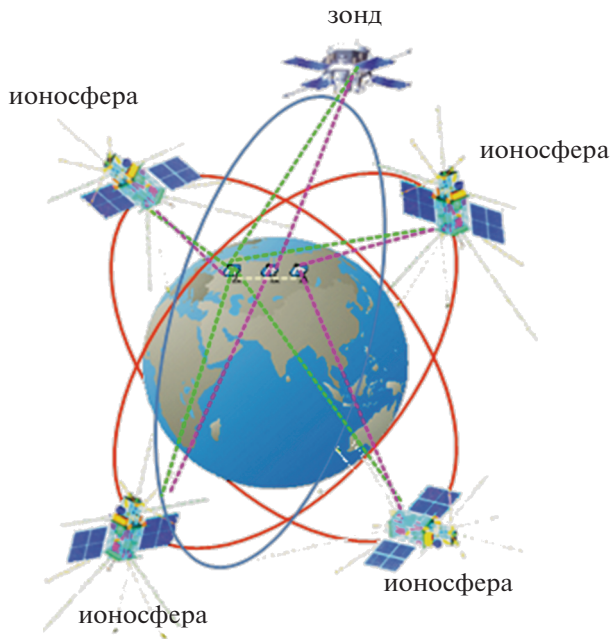


Рис. 4. Космическая группировка «ИОНОЗОНД».

ионосферных процессов, АО «Корпорация «ВНИИЭМ»» создает космическую группировку «ИОНОЗОНД», предназначенную для наблюдения за геофизическими условиями (космическая погода). Данные будут переданы на Землю для обработки и распространения информации для Гидрометцентра РФ, Роскосмоса, МЧС России, Министерства связи, Министерства транспорта и т.д. Космический сегмент «ИОНОЗОНД» включает четыре спутника «ИОНОСФЕРА» и один спутник «ЗОНД». Спутники «ИОНОСФЕРА» предназначены для оперативного мониторинга магнитосферы и ионосферы. Существование одиночного спутника «ИОНОСФЕРА» на целевой орбите в течение продолжительности жизни возможно в нескорректированном режиме, но ему необходимо поддерживать фазовое положение двух КА. Для этого требуется использование КДУ.

4. «ИОНОЗОНД». ОПИСАНИЕ МИССИИ

Основными задачами космического сегмента «ИОНОЗОНД» являются:

- мониторинг ионосферы;
- мониторинг активности Солнца;
- мониторинг состояния магнитосферы;
- диагностика активности волн (электромагнитные и акустические волны);
- диагностика корпускулярной ионизирующей радиации;
- диагностика озона.

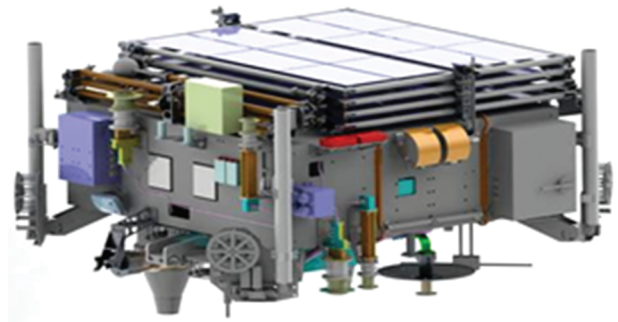


Рис. 5. КА «ИОНОСФЕРА» в транспортном положении.

КА «ИОНОСФЕРА» должен работать на круговых солнечно-синхронных орбитах (ССО) с высотой около 800 км и располагаться в двух орбитальных плоскостях (два спутника в каждой плоскости). Спутники в каждой плоскости должны быть разделены углом $180 \pm 30^\circ$. Одна из плоскостей орбит расположена в плоскости терминатора Земли (два КА «Терминатор»), а вторая — под углом приблизительно 90° к терминатору (два КА «Меридиан»). Планируемое изменение положения орбитальной плоскости для времени обслуживания КА не превышало 10° . Схема расположения КА «ИОНОСФЕРА» на орбите показана на рис. 4.

Характеристики КА «ИОНОСФЕРА» и КА «ЗОНД» представлены в табл. 3.

Внешний вид КА «ИОНОСФЕРА» в транспортном положении и на орбите показан на рис. 5 и рис. 6 соответственно. КА «ЗОНД» разработан для наблюдения Солнца, ионосферы и верхней атмосферы. Планируется выпуск КА «ЗОНД», в исполнении аналогичном КА «ИОНОСФЕРА». Он базируется на той же платформе и должен работать на круговой солнечно-синхронной орбите (ССО) с высотой около 650 км. Предполагается, что изменение орбитальной плоскости для срока службы составляет не более 10° . Масса КА «ЗОНД» равна 500 кг, полезная нагрузка — 105 кг.

5. ВАРИАНТЫ ПРИМЕНЕНИЯ КДУ

Баллистический анализ показал, что существование одного КА на целевой орбите для заданного срока службы возможно без коррекции. Но поддержание группового фазового положения двух КА требует использования КДУ. Существует целый ряд установок, удовлетворяющих требованиям миссии. В дополнение к классическим КДУ на основе химических двигателей и СПД, появились варианты на основе других типов ЭРД, основным преимуществом которых является высокий удельный импульс и, соответственно, экономичное использование рабочего тела. Кроме

Таблица 3. Основные характеристики КА “ИОНОСФЕРА” и КА “ЗОНД”

№	Параметр	“ИОНОСФЕРА”	“ЗОНД”
1	Орбита	Круговая солнечно-синхронная	Круговая солнечно-синхронная
2	Средняя высота орбиты, км	~800	~650
3	Наклонение, °	98	97
4	Масса, кг/полезная нагрузка, кг	400/100	500/105
5	Габаритные размеры, мм	1200 × 1200 × 800	1600 × 1400 × 1400
6	Ориентация	Трехосная орбитальная	Трехосная, Солнце–Земля
7	Точность ориентации	лучше 0.1°	лучше 3'
8	Точность стабилизации, °/с	лучше 5×10^{-3}	лучше 10^{-3}
9	Задача коррекции орбит	Для поддержания фазы орбиты КА, расположенного в той же плоскости	Для поддержания фазы орбиты КА, расположенного в той же плоскости
10	Точность определения орбитального положения центра масс КА, м	Не хуже 100 (только бортовыми средствами), не хуже 10 (бортовыми и наземными средствами)	Не хуже 100 (только бортовыми средствами), не хуже 10 (бортовыми и наземными средствами)
11	Среднее потребление служебной аппаратуры, Вт	До 100	До 100/120
12	Среднее потребление целевой аппаратуры, Вт	До 150	До 100/255
13	Мощность солнечной батареи, Вт	Не менее 700	Не менее 700
14	Передаваемая информация, Гб/день	До 20	До 20
15	Тип запуска	Совместный	Совместный
16	Срок службы, лет	Не менее 8	Не менее 8

того, имеется возможность получения малой величины единичного импульса, а высокая точность дозирования импульсов и отсутствие импульса последствия обеспечивают прецизионную точность поддержания орбиты и ориентации.

Сравнительные характеристики ряда КДУ приведены в табл. 4. Анализ различных типов КДУ показал, что относительно небольшой сум-

марный импульс тяги (26 кН), необходимый для поддержания фазового сдвига между двумя КА, может быть обеспечен различными КДУ. Минимальную массу и потребляемую мощность имеют КДУ на основе абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД) [1, 8, 9] с резервированием ускорительного канала, разработанного в НИИПМЭ МАИ [10, 11]. Этот КДУ относительно прост по сравнению, например, с КДУ на основе

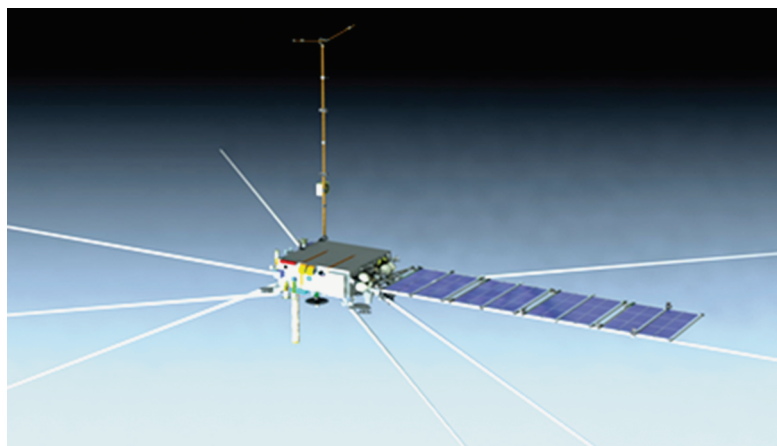
**Рис. 6.** КА “ИОНОСФЕРА” в космосе.

Таблица 4. Сравнительные характеристики ряда КДУ

КДУ параметр	Тип КДУ					
	КДУ на ксеноне, SSTL	КДУ на основе АИПД НИИПМЭ	КДУ на основе ИД НИИПМЭ [12]	КДУ на основе аммиака, АО “НИИЭМ”	КДУ на гидразине, КБ “Факел”	КДУ на основе СПДКБ “Факел”
Интегральный импульс, кНс	26	26	26	26	26	26
Удельный импульс, с	60	1600	3775	164	208	900
Тяга, мН	10–40	2.5–3.5	8.1	40	100	15
Мощность, Вт	80	150	281	100	30	300
Масса рабочего тела, кг	45	2	1	16	12.5	3
Общая масса КДУ, кг	68	16	16	28	38.5	22

СПД-50, используемой в “Канопус-В”. КДУ на основе малого ИД имеет минимальную массу, но требует большего энергопотребления. СПД-50 также нуждается в значительной мощности, но он имеет надежность, подтвержденную долгосрочным и успешным использованием. Низкий удельный импульс КДУ СПД-50 увеличивает массу рабочего тела СПД и, соответственно, уменьшает ее перспективность, особенно, учитывая ожидаемую миниатюризацию МКА. Недостатком КДУ на основе АИПД является относительно низкая тяга, которая приводит к увеличению времени для маневров коррекции орбиты. Однако в целом для КА “ИОНОСФЕРА” расчетное время, затрачиваемое на проведение коррекции, невелико и не превышает 3–5% времени пребывания КА на орбите, что является вполне приемлемым.

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные данные орбитального маневрирования КА дистанционного зондирования “Метеор” с использованием КДУ на базе СПД показали эффективность их использования в системах коррекции КА и подтвердили концепцию о возможности создания КДУ на основе СПД с тягой до нескольких десятков миллиньютонов. После создания под руководством А.И. Морозова стационарного плазменного двигателя около полвека назад СПД успешно работают в космосе и получили всемирное распространение.

Рассмотрены возможности применения ряда КДУ для космического сегмента ИОНОЗОНД. Показано, что КДУ, основанные на ЭРД, имеют значительную экономию массы. СПД, ИД и АИПД в целом удовлетворяют требованиям задач коррекции орбиты. КДУ на основе АИПД, обладает наименьшей массой и представляется весьма перспективной.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Burton R.L., Turchi P.J.* // J. Propulsion Power. 1998. V. 14. P. 716.
2. *Морозов А.И.* // Физика плазмы. 2003. Т. 29. С. 235.
3. *Арцимович Л.А., Андронов И.М., Есипчук Ю.В., Барсуков Н.А., Козубский К.Н., Левченко Ю.М., Михайличенко В.А., Морозов А.А., Петров Е.М., Романовский М.К., Рылов Ю.П., Снарский Р.К., Тилинин Г.Н., Трифонов Ю.В., Трофимов А.В., Ходненко В.П., Шаров Ю.А., Щепкин Г.Я.* // Космич. исслед. 1974. Т. 12. С. 451.
4. *Козубский К.Н., Мурашко В.М., Рылов Ю.П., Трифонов Ю.В., Ходненко В.П., Ким В.П., Попов Г.А., Обухов В.А.* // Физика плазмы. 2003. Т. 29. С. 277.
5. *Ким В.П.* // Физика плазмы. 2017. Т. 43. С. 406.
6. *Козубский К.Н., Корякин А.И., Мурашко В.М.* // Эл. журнал “Труды МАИ”. № 60. URL: www.mai.ru/science/trudy/.
7. *Gorbunov A.V., Khodnenko V.P., Murashko V.M., Katsanov N.M.* // 32-nd Internat. Electric Propulsion Conf. Weisbaden, Germany, 2011. IEPС-2011-001.
8. *Казеев М.Н.* Энциклопедия низкотемпературной плазмы / Под ред. Фортова В.Е. М: Наука, 2000. Т. 3. С. 493.
9. *Schönherr T., Nawaz A., Lau M., Petkow D., Herdrich G.* // Transac. Japan Soc. Aeronautical Space Sciences, Aerospace Technology Japan. 2011. V. 8. P. Tb_11.
10. *Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Попов Г.А., Семенухин С.А., Тютин В.К., Хрусталева М.М., Яковлев В.Н.* // Вестник ФГУП “НПО им. С.А. Лавочкина”. 2011. № 5. С. 30.
11. *Antropov N., Kazeev M., Khodnenko V.* // 31st Internat. Electric Propulsion Conf. Ann Arbor, Michigan, USA, 2009. IEPС-2009-248.
12. *Antropov N.N., Akhmetzhanov R.V., Bogaty A.V., Dyakonov G.A., Popov G.A., Belogurov A.I., Dronov P.A., Ivanov A.V.* // 34th Internat. Electric Propulsion Conf. Hyogo-Kobe, Japan. 2015. b/IEPС-322. 2015.