

УДК 621.455.32:629.78

Импульсные плазменные двигатели в системах управления космических аппаратов

Н. Н. Антропов, Г. А. Дьяконов, А. И. Покрышкин, Г. А. Попов
НИИ прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия

М. Н. Казеев

Российский научный центр "Курчатовский институт", Москва, Россия

В. П. Ходненко

НПП "Всероссийский научно-исследовательский институт электромеханики",
Москва, Россия

Импульсные плазменные двигатели (ИПД) представляют интерес для использования в системах управления космических аппаратов (КА). В работе рассмотрены задачи управления аппаратами, существенно отличающимися по массам и рабочим орбитам и, следовательно, по требованиям, предъявляемым к бортовым двигательным установкам (БДУ). Показано, что абляционные ИПД могут быть использованы в качестве основных двигателей системы управления угловым положением тяжелого орбитального КА массой до 2500 кг. В одном из вариантов БДУ, обеспечивающая одновременно ориентацию (переориентацию) и прецизионную стабилизацию ее углового положения, с компенсацией действующих на аппарат возмущающих моментов, состоит из шести ИПД, каждый из которых потребляет за один разряд энергию 150 Дж. Полная масса такой БДУ не превышает 75 кг. Рассмотрено использование ИПД для прецизионного поддержания орбитальных параметров солнечно-синхронной орбиты КА массой 250 кг. При этом БДУ на базе ИПД решает

задачи установки КА на рабочую орбиту, стабилизации периода его обращения с точностью не хуже 0,001 с и углового положения. Задача может быть решена восемью ИПД с энергопотреблением каждого двигателя 20—40 Дж. Полная масса БДУ не превысит 25—30 кг.

Использование электроракетных двигателей (ЭРД) в системах управления КА при всех известных положительных моментах требует повышенной энерговооруженности КА. В силу этого необходимо использовать ЭРД, создающие минимально возможный для эффективного решения задачи управления КА единичный импульс тяги, что позволяет уменьшить потребность в электроэнергии. В настоящее время существует (и в дальнейшем в связи с набирающим темп процессом миниатюризации КА будет расширяться) класс задач, для решения которых оптимальным является единичный импульс тяги, лежащий в диапазоне значений $P_{ед} = (0,5 - 5,0) \cdot 10^{-3}$ Н·с [1, 2]. Указанные значения практически недоступны для стационарных ЭРД, зато являются типичными для ИПД. Причем, такие задачи существуют не только для малых (~ 200 кг), но и для тяжелых (~ 2000 кг) КА.

ИПД являются идеальными системами угловой стабилизации (СУС), имея ввиду временную диаграмму процессов, протекающих в ИПД как исполнительных органах. Время запаздывания импульса тяги (относительно электрического сигнала на включение) обычно не превышает 1 мс.

Величина импульса тяги $(0,5 - 5,0) \cdot 10^{-3}$ Н·с определяет при заданных параметрах КА минимальную угловую скорость в режиме стабилизации. Возможности уменьшения времени действия Δt_{min} импульса тяги практически неограниченны и достигают в современных ИПД величин $(1-10)^{-6}$ с.

Основное преимущество ИПД при использовании их в системах ориентации и стабилизации КА — способность прецизионного регулирования при минимально возможном единичном импульсе тяги (практически отсутствует импульс последствия). Благодаря этой особенности энергопотребление и расход рабочего тела могут быть сведены к минимуму.

Согласно оценкам, приведенным в работе [3], суммарный импульс тяги, необходимый для угловой стабилизации тяжелого орбитального КА в течение 10 лет при использовании ИПД с единичным импульсом тяги $P_{ед} \approx 1 \cdot 10^{-3}$ Н·с, будет на несколько порядков меньше, чем при использовании стационарных двигателей. Реальное энергопотребление абляционного ИПД (АИПД), создающего единичный импульс $P_{ед} \approx 1 \cdot 10^{-3}$ Н·с, составляет $W \approx 40$ Дж, а потребляемая мощность при частоте срабатывания $f = 1$ Гц — 40 Вт. Следует отметить, что тяговая эффективность АИПД постоянно повышается, так и в настоящее время для двигателя с запасаемой энергией $W \approx 100$ Дж она может составлять (20—25) % при работе на фторопласте. Такой уровень тяговой эффективности, по крайней мере, не ниже уровня тяговой эффективности, например, СПД той же мощности [4], однако реальный импульс тяги, создаваемый СПД, существенно больше, что приводит к перерасходу электроэнергии и рабочего вещества при решении рассматриваемой задачи.

Таким образом, абляционный ИПД может рассматриваться как перспективный двигатель при решении задач управления КА, рассчитанных на срок активного существования от пяти лет и более, не требующих значительных единичных, а также суммарных импульсов тяги (≤ 70 кН·с) [5].

В данной работе рассматриваются возможности применения ИПД для ориентации, стабилизации и коррекции орбиты КА.

Использования АИПД в задачах стабилизации тяжелых КА

Возможности использования АИПД в системе управления КА рассмотрены для аппарата массой 2500 кг, помещенного на высокоэллиптическую орбиту (ВЭО) с периодом обращения около 7 сут. КА предназначен для проведения астрофизических исследований с помощью УФ-телескопа. Схема работы научной аппаратуры предполагается следующей. Программа наведения телескопа на объект (звезду) состоит из ряда циклов продолжительностью до 30 ч каждый. В цикле до 10 ориентаций, а время наблюдения за объектом — 3—5 ч. В качестве основных задач системы ориентации рассматривались:

стабилизация оси телескопа во время сеанса наблюдения;

ориентация КА в соответствии с программой наведения научной аппаратуры;

компенсация различного рода возмущений, действующих на КА на рабочей орбите.

Наведение телескопа состоит из двух этапов.

Первый этап — ориентация, происходит предварительный разворот КА на некоторый номинальный угол с помощью двигателей системы ориентации КА на основании информации, получаемой с помощью командных приборов наведения. При этом минимальная угловая скорость должна быть выбрана из условия $\omega \geq 0,1$ град/с.

Точность ориентации оси телескопа на исследуемый объект на первом этапе составляет 2,5 угл. мин, что позволяет обеспечить условия для работы звездного датчика, который используется для точного наведения телескопа.

Второй этап — стабилизация углового положения КА с точностью 2,5". Для обеспечения нормальных условий работы телескопа угловая скорость разворота его оси в процессе наблюдения не должна превышать 10^{-4} град/с. Схема управления астрофизическим КА с использованием ИПД показана на рис. 1. Параметры КА и ИПД приведены ниже:

КА	
Масса, кг	~ 2500
Время жизни, лет, не более	10
Моменты инерции по осям, кг·м ²	$I_z \approx 1,2 \cdot 10^4$; $I_y \approx 1,2 \cdot 10^4$; $I_x \approx 5 \cdot 10^3$
Орбита	ВЭО, апогей — 250 000 км, перигей — до 700 км
ИПД	
Энергия в импульсе, Дж	150
Расход массы рабочего тела за импульс, г	$4 \cdot 10^{-4}$
Единичный импульс тяги, Н·с	$5 \cdot 10^{-3}$
Частота срабатывания, Гц	1
Плечо приложения реактивного усилия, м	2
Требования к стабилизации оси по точности, угл.	2,5

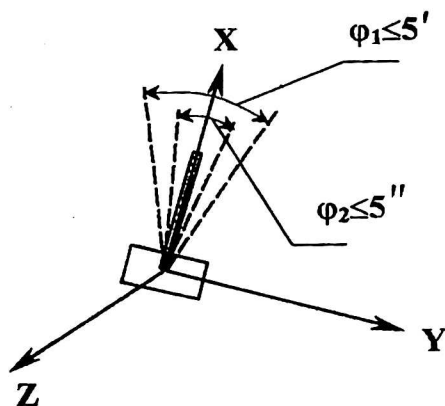


Рис. 1. Схема управления астрофизическим КА с использованием ИПД:

X — направление на объект наблюдения, φ_1 — угол, в пределах которого может перемещаться ось X КА после его переориентации; φ_2 — угол, в пределах которого может перемещаться ось X КА в процессе его стабилизации

В плоскостях ориентации, содержащих ось телескопа, величины моментов инерции близки между собой $I_z = I_y = 1,2 \cdot 10^4 \text{ Н} \cdot \text{м}^2$. При расчете параметров двигательной установки, обеспечивающей вращение относительно оси телескопа, момент инерции принимается равным $I_x = 5 \cdot 10^3 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

Рассмотрим возможности использования ИПД для ориентации, стабилизации и компенсации возмущающих моментов, действующих на КА.

Переориентация

Для переориентации КА (см. рис. 1) с одного объекта на другой предполагается, что разворот включает в себя три участка: разгон, движение с максимально возможной угловой скоростью ω_p и торможение. Для расчета угла разворота на участках разгона и торможения использовалось следующее выражение:

$$\varphi_n = \omega^2 N^2 / 2f,$$

где φ_n — угол поворота за N импульсов;
 f — частота включений ИПД.

Приведенное выше соотношение для определения угла разворота КА при заданном количестве импульсов позволяет определить также число импульсов, необходимых для разворота на заданный угол.

Поскольку число импульсов, необходимых для разворота на заданный угол, пропорционально корню квадратному от величины требуемого угла, то при одном и том же количестве импульсов можно переориентировать КА или один раз на некоторый угол φ' , или два раза на угол $\varphi'/4$. Например, можно один раз переориентировать на угол 180 град. или два раза на угол 45 град.

При ограничении по угловой скорости переориентации, равной 0,1 град/с, и частоте импульсов срабатывания ИПД 1 Гц КА достигнет предельной угловой скорости за 2100 импульсов. Полный угол разворота при этом составит 210 град, а полное время ориентации — 70 мин.

Требования к ИПД и параметры при различных ориентациях КА массой 2500 кг приведены ниже:

Угол разворота, град.....	210	5	30	полный цикл (за время функционирования КА)
Количество импульсов.....	2100	650	3900	$7,8 \cdot 10^6$
Время переориентации, мин.....	70	11	66	
Максимальная скорость переориентации, град/с.....	0,1	0,1	0,1	
Расход рабочего тела, г.....				2400
Суммарный импульс, Н·с.....				$3,9 \cdot 10^4$

Значения параметров, приведенных выше, подтверждают перспективность использования АИПД для решения такого рода задач.

Стабилизация

При анализе возможности использования ИПД для угловой стабилизации КА рассматриваются его развороты относительно осей.

Ограничением на использование ИПД является ограничение на величину единичного импульса, связанное с максимально допустимой угловой скоростью разворота. Величина максимально возможной величины единичного импульса определяется соотношением

$$P_{\max} = I \omega_c / L,$$

где I — момент инерции;

ω_c — ограничение по угловой скорости разворота;

L — плечо двигателя относительно рассматриваемой оси.

При стабилизации положения оси телескопа предельный импульс, при котором угловая скорость поворота оси телескопа не превысит 10^{-4} град/с, составляет $5 \cdot 10^{-3}$ Н·с. Следовательно, ИПД может быть использован для стабилизации оси телескопа.

Приращение угловой скорости φ' определяется соотношением

$$\varphi' = P_{\text{ед}} L / I,$$

где $P_{\text{ед}}$ — единичный импульс;

L — плечо двигателя относительно рассматриваемой оси;

I — момент инерции.

Полагая $P_{\text{ед}} = 5 \cdot 10^{-3}$ Н·с, $L = 2$ м и принимая момент инерции КА относительно оси, ортогональной оси телескопа, равной $I_y = 12 \cdot 10^3$ кг·м², получим приращение угловой скорости оси телескопа за один импульс

$$\varphi' = 0,48 \cdot 10^{-4} \text{ град/с.}$$

Приращение угловой скорости не превышает допустимого значения, а следовательно величина единичного импульса является приемлемой для стабилизации положения оси телескопа.

При ограничении на величину угла стабилизации (2,5 угл. с) время между двумя импульсами составит 60 с. При длительности цикла наблюдения 30 ч для стабилизации положения оси телескопа потребуется $1,86 \cdot 10^3$ импульсов. Полагая расход массы за один импульс равным $3 \cdot 10^{-4}$ г, получим, что расход массы рабочего тела за цикл наблюдения не будет превосходить 0,55 г. Орбита движения КА является высокоэллиптической с периодом порядка 7 дней, из них 6 — благоприятные для наблюдения. Полагая, что на одном витке

в среднем будет по 4 цикла наблюдения, получим, что за 10 лет существования КА для решения задачи стабилизации оси телескопа ИПД потребуется: $3,7 \cdot 10^6$ импульсов; 1,1 кг рабочего тела. При этом суммарный импульс тяги составит $1,9 \cdot 10^4$ Н·с.

Компенсация возмущений

На КА в полете действуют различного рода возмущения, которые приводят к изменению его ориентации. Наибольшие возмущения возникают за счет действия гравитационных сил и светового давления. По предварительным оценкам, интегральный возмущающий момент от гравитационной силы не превысит $20 \cdot 10^3$ Н·см, а от светового давления — $16 \cdot 10^3$ Н·см. При таких значениях возмущений интегральный гравитационный момент за один виток не превысит 40 Н·см, а интегральный момент от светового давления — 32 Н·см. Интегральный момент, создаваемый ИПД за одну секунду, составит 0,01 Н·см, и следовательно, для компенсации интегрального возмущающего момента от гравитационных сил потребуется не более 67 мин непрерывной работы ИПД. Для компенсации интегрального возмущающего момента от солнечного давления потребуется 53 мин работы ИПД. Расход массы рабочего тела на компенсацию этих интегральных возмущающих моментов за виток не превысит 2,5 г.

Следует отметить, что продолжительность работы ИПД на одном витке для компенсации возмущающих моментов от гравитационных сил и светового давления является относительно малой величиной. Она составит не более 2 ч, в то время как период обращения КА на орбите составляет порядка 7 сут.

За все время функционирования КА количество импульсов на компенсацию интегральных возмущающих моментов от гравитационной силы и от светового давления составит $3,6 \cdot 10^6$, суммарный расход рабочего тела — 0,93 кг, суммарный импульс тяги — $1,8 \cdot 10$ Н·с.

ДУ с ИПД в системе ориентации

Суммарные расходы рабочего тела для выполнения всех задач ориентации относительно оси телескопа составили 5 кг, а для ориентации по остальным двум осям КА — порядка 4,5 кг.

Масса двигательной установки $M_{д.у}$ для обеспечения ориентации КА с использованием ИПД складывается из массы рабочего тела $M_{р.т}$, массы конструкции $M_{констр}$ и массы системы питания и управления (СПУ) $M_{спу}$.

$$M_{д.у} = M_{р.т} + M_{конд} + M_{констр} + M_{спу}.$$

Для силовой схемы расположения двигателей и рассмотренных параметров ИПД масса рабочего тела складывается из массы рабочего тела четырех двигателей в плоскостях, содержащих ось телескопа, и массы рабочего тела двух двигателей, обеспечивающих ориентацию вокруг оси телескопа

$$M_{р.т} = 4 \times 4,5 \text{ кг} + 2 \times 5 \text{ кг} = 18 + 10 = 28 \text{ кг}.$$

На каждый двигатель потребуется по одному конденсатору массой 4 кг и по 3 кг массы конструктивных элементов:

$$M_{конд} = 6 \times 4 \text{ кг} = 24 \text{ кг};$$

$$M_{констр} = 6 \times 3 \text{ кг} = 18 \text{ кг}.$$

Один СПУ массой 3 кг может быть использован двумя двигателями $M_{СПУ} = 3 \times 3 = 9$ кг.

Таким образом, масса двигательной установки на основе ИПД для решения задач ориентации КА составляет около 90 кг. Она может быть уменьшена за счет снижения требований к системе наведения телескопа и программным разворотам КА при проведении научных исследований, уточнения значений возмущающих моментов, а также оптимизации параметров ИПД в каждом канале ориентации КА. В частности, при увеличении допустимой амплитуды колебаний в режиме стабилизации КА с 2,5 до 10 угл. с масса рабочего тела двигательной установки может быть уменьшена на 10 кг. Значения масс ДУ на основе ИПД приведены ниже:

Допустимая амплитуда колебаний	2,5; 10
Угол разворота, град	210; 210
Масса, кг:	
рабочего тела	28; 18
конденсаторов	24; 24
конструкции	12; 12
СПУ	9; 9
ДУ	74; 64

Другой способ уменьшения массы двигательной установки заключается в использовании в канале ориентации вокруг оси ИПД с меньшей величиной единичного импульса. При этом масса двигательной установки может быть уменьшена как за счет элементов ИПД, так и за счет оптимизации расхода рабочего тела.

ИПД в системе управления малых КА

В последние годы большой интерес проявляется к созданию и использованию малых космических аппаратов (МКА) в основном из-за относительно малой стоимости, существенного сокращения сроков разработки и изготовления, а также удешевления вывода на орбиту таких аппаратов и их эксплуатации. Круг задач, решаемых с помощью малых КА, достаточно широк. В частности, система дистанционного зондирования Земли с использованием низкоорбитальных МКА по своим тактико-техническим характеристикам может превосходить широко известные аналоги и использовать для запуска аппаратов относительно недорогие, высокоточные, конверсионные ракеты-носители, например четырехступенчатую ракету "Старт-1".

Для реального применения в системах управления МКА могут быть рассмотрены следующие типы двигателей малой тяги (ДМТ):

- термокаталитические на гидразине (ТКТ);
- аммиачные электроннагревные (ЭНД);
- стационарные плазменные (СПД) на ксеноне;
- с анодным слоем (ДАС) на ксеноне;
- импульсные плазменные (ИПД).

Характеристики различных типов ДМТ приведены в табл. 1. Представлены также расчетные массы двигательных установок (ДУ) для различных типов ДМТ в предположении, что используется восемь двигателей, а суммарный импульс равен 15 кН·с.

Таким образом, значения масс ДУ для различных типов двигателей и ДУ на базе ИПД, близки к массе ДУ СПД и ДАС. Более подробные характеристики ИПД приведены в табл. 2, где иллюстрируется также прогресс в развитии ИПД.

ДМТ для применения в системах управления малых КА

Таблица 1

Показатели	ТКД на гидразине	ЭНД на аммиаке	СПД на ксеноне	ДАС на ксеноне	ИПД
Тяга, мН	100	50	10-20	7-10	1-3
Нестабильность тяги, %	8	10	5-10	5-10	<5
Энергопотребление, Вт	15	175-200	200-300	105-135	20-80
Удельный импульс, с	200-220	230	1000-1400	600-1000	1100-1500
Тяговый КПД	0,8 \	0,3	0,37	0,21-0,35	0,15-0,20
Импульс последствия, Н·с	0,03	0,03-0,05	(1-2)·10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻⁶
Время включения, с	0,6	1	0,01-0,1	0,01-0,1	10 ⁻³
Ресурс, ч	<45	200	2500-3500	—	2·10 ⁷ раз
Масса, кг:					
ДМТ	0,25	0,2	0,2-0,7	0,2-0,25	0,2-0,8
ДУ	34	31	29	30	20-30

Характеристики современных ИПД

Таблица 2

Показатели	1995 г.	1997 г.	1999 г.
Запасаемая энергия, Дж	70		80
Единичный импульс тяги, Н·с	$1,6 \cdot 10^{-3}$	$1,8 \cdot 10^{-3}$	$2,4 \cdot 10^{-3}$
Расход р.т. за импульс, кг	$1,8 \cdot 10^{-7}$	$1,7 \cdot 10^{-7}$	$1,6 \cdot 10^{-7}$
Удельный импульс, с	900	1050	1500-1700
Суммарный импульс тяги, Н·с	$1,74 \cdot 10^4$	$3,0 \cdot 10^4$	Лабораторн. модель
Тяговая эффективность, %	10	11	20
Масса двигателя, кг	10	8	5-6

Фотография ИПД показана на рис. 2.

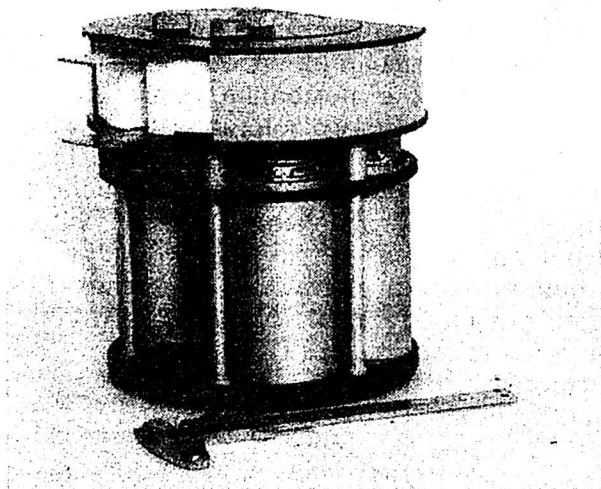


Рис. 2. Общий вид ИПД, разработанного в НИИПМЭ

Рассмотрим возможность использования ИПД для прецизионной коррекции солнечно-синхронной орбиты (ССО) высотой 650 км МКА дистанционного зондирования массой 250 кг и пятилетним сроком активного существования, а также для его ориентации и стабилизации. Суммарный импульс тяги

для проведения начальной коррекции ошибок выведения и коррекции поддержания орбитальных параметров, а также периода обращения с точностью не хуже 0,001 с, составляет около 10 кН·с.

Что касается стабилизации углового положения КА, то при действии на него постоянного возмущающего момента $M_{\text{возм}}$ время, в течение которого двигатели включены, можно найти из выражения

$$t_{\text{раб}} = 2I\varphi' / (M_{\text{упр}} - M_{\text{возм}}),$$

где I — момент инерции КА;

φ' — угловая скорость КА в режиме стабилизации;

$M_{\text{упр}} = PL$ — управляющий момент;

P — тяга;

L — плечо.

Для случая $M_{\text{упр}} \gg M_{\text{возм}}$ период автоколебаний КА определяется соотношением

$$t_a = 2I\varphi' / M_{\text{упр}}.$$

Зная период автоколебаний и время включения двигателей, можно определить количество предельных циклов за весь срок активного существования КА и, следовательно, полный импульс тяги (по всем осям) и количество включений каждого двигателя.

Задача системы угловой стабилизации, как известно, заключается в противодействии возмущающим воздействиям; в поддержании с заданной точностью определенной ориентации КА. Часть запасов рабочего тела при этом тратится на противодействие возмущению, а часть — на организацию предельного цикла автоколебаний.

Для малых КА с характерным значением момента инерции $I \approx 10^2$ кг·м² в диапазоне величин по единичному импульсу ИПД $(0,5-1) \cdot 10^{-3}$ Н·с минимальные значения угловых скоростей составят $(0,6 \cdot 10^{-5} \div 3 \cdot 10^{-4})$ град/с.

Приведем расчетные оценки суммарного импульса тяги реактивной системы угловой стабилизации на базе ИПД для данного КА. Параметры МКА с ИПД приведены ниже:

МКА

Масса, кг.....	250
Время жизни, лет.....	5
Моменты инерции по осям, кг·м ²	$I_x = 65; I_y = 90; I_z = 75$
Орбита: высота (км); наклонение (град).....	ССО; 650; (97-98)

ИПД:

Энергия в импульсе, Дж.....	20
Единичный импульс тяги, Н·с.....	$5 \cdot 10^{-4}$
Плечо приложения реактивного усиления, м.....	1
Внешние возмущающие моменты $\mu\text{Н} \cdot \text{м}$, ось x :	
гравитационный момент,	20,7
давление солнечной радиации.....	4
Точность ориентации по всем осям, угл. мин.....	не хуже 1
Стабильность по угловым скоростям, град/с.....	$\sim 10^{-4}$

В связи с отсутствием внешних возмущающих моментов по осям y и z работа ИПД, устанавливаемых по данным осям, связана только с организацией предельного цикла автоколебаний. При этом суммарный импульс тяги указанных двигателей составляет не более 260 Н·с, а количество включений на каждый двигатель — не более $1,5 \cdot 10^5$.

При наличии возмущающего момента по оси x предельный цикл по данной оси становится односторонним и всегда происходит включение ИПД,

создающих момент одного и того же знака. В связи с этим основной импульс тяги должен быть выработан по данной оси, а количество включений двигателя должно составлять за весь период работы КА не менее $1,8 \cdot 10^7$ с частотой 0,5 Гц. Для указанных выше величин максимальный суммарный импульс тяги за весь срок активного существования КА (5 лет) составит $\sim 5,0$ кНс.

В целом для системы управления КА (коррекция орбиты, ориентация и стабилизация углового положения) полный импульс тяги составляет ≈ 15 кНс. Задача может быть решена восемью ИПД с энергопотреблением 20—30 Дж/имп. каждым двигателем. Полная масса ДУ при этом не превысит 30 кг. Расположение двигателей показано на рис. 3.

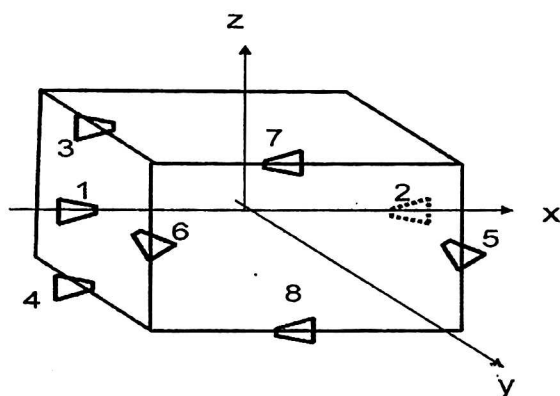


Рис. 3. Расположение двигателей на МКА:

1—2 — двигатели коррекции;
3—8 — двигатели ориентации

Заключение

В работе представлены оценки возможности использования АИПД в системах управления больших и малых КА. БДУ на основе ИПД для системы ориентации и угловой стабилизации тяжелого КА также позволяет существенно экономить необходимый суммарный импульс за счет малого единичного импульса.

БДУ на основе ИПД в системе управления малых КА является перспективной, так как позволяет осуществлять прецизионную коррекцию орбиты и с высокой точностью поддерживать угловую стабилизацию КА.

ИПД являются конкурентоспособными в системах управления КА и приводят к экономии полезной нагрузки.

Литература

1. Spores R. A., Cohen R. B., Segundo E. L., Birkan M. The USAF Electric Propulsion Program. Paper 97-6001. August 1997. Cleveland, OH, USA.
2. Meckel N. J., Cassady R. J., Osborne R. D., Hoskins W. A. and Myers R. M. Investigation of Pulsed Plasma Thrusters for Spacecraft Attitude Control. IEPC-Paper 97-128. August 1997. Cleveland, OH, USA.
3. Александров В. А., Белан В. В., Козлов Н. В., Маиштылев Н. А., Попов Г. А., Протасов Ю. С., Хвесьюк В. И. Импульсные плазменные ускорители. — Харьков, 1983. — 247 с.
4. Kim V., Kozlov V., Lazurenko A., Popov G., Skrylnikov A., Clauss G., Day M., Sancovic J. Development and Characterization of Small SPT, 34 th JPC, 1998.
5. Antropov N. N., Pokryshkin A., Popov G., Rudikov A., Scortecchi F. Comparative analysis of PPT and SPT propulsion systems for a given thrust total impulse: Proc. Second European Spacecraft Propulsion Conference, 27—29 May, 1997, ESA, SP-398. 1997. P. 383—387.

Pulsed plasma thrusters for spacecraft attitude and orbit control system

N. N. Antropov, G. A. Diakonov,

A. I. Pokryshkin, G. A. Popov

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics,
Moscow, Russia

M. N. Kazeev

Russian Research Center "Kurchatov Institute",
Moscow, Russia

V. P. Khodnenko

All-Russian Research Institute of Electromechanics,
Moscow, Russia

Assessments for the potentialities of using pulsed plasma thrusters (PPT) for controlling spacecrafts of different types are presented in the paper. Problems of controlling spacecrafts differing substantially in mass and operation orbits and thus in requirements to the propulsion systems are studied. It is shown that ablation PPTs may be used as the main thrusters of the attitude control system of a heavy orbital spacecraft of up to 2500 kg in mass. One of the propulsion system options, simultaneously providing spacecraft attitude control, its attitude precision stabilization, and compensation of perturbing torques acting upon the spacecraft, comprises six PPTs each consuming the energy of 150 J per one discharge. Total mass of such propulsion system is less than 75 kg. PPT application for precision sun-synchronous orbit keeping for a spacecraft of 250 kg in mass: in this case, a PPT based propulsion system solves the problems of the spacecraft injection into the operation orbit, stabilization of the period of its revolution at an accuracy of about 0.001 s and attitude control. This problem may be solved by eight PPTs each consuming energy from 20 to 100 J. Total mass of propulsion system will be no more than 25–30 kg.

* * *