
**СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ДВИЖУЩИМИСЯ ОБЪЕКТАМИ**

УДК 629.78

**АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПАРИРОВАНИЕМ НАКОПЛЕНИЯ
КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА**

© 2019 г. С. Ю. Улыбышев

Центральный научно-исследовательский институт химии и механики, Москва, Россия

e-mail: wardoc5@rambler.ru

Поступила в редакцию 20.02.2018 г.

После доработки 19.04.2019 г.

Принята к публикации 20.05.2019 г.

Представлен алгоритм управления многосопловой двигательной установкой космического аппарата в режиме тактовой работы, который дает возможность варьировать в широком диапазоне временем ее работы и заданной тягой, среднее значение которой поддерживается с высокой степенью точности. Рассматриваются результаты моделирования применительно к осевой двигательной установке космического аппарата, состоящей из четырех номинально равнотяговых двигателей. Применение алгоритма к указанной компоновке двигательной установки позволяет на фоне решения основной задачи по выдаче корректирующего импульса с заданным средним уровнем тяги парировать набор кинетического момента по всем трем центральным осям инерции космического аппарата. В работе описана схема алгоритма управления и особенности использования уточненной математической модели работы двигателей в тактовом режиме.

DOI: 10.1134/S0002338819050159

Введение. Для управления движением *космического аппарата* (КА) как при перемещении центра масс, так и вращении вокруг него получили широкое применение методы совместного управления группой двигателей, объединенных в *двигательную установку* (ДУ) с векторами тяг, не проходящими через центр масс и расположенными под углом друг к другу [1–4]. Это позволяет одновременно решать задачи орбитального маневрирования и управления ориентацией КА. В некоторых случаях, особенно для миссий дальнего космоса, при полете КА к другим планетам и их спутникам, используются комбинированные ДУ [5]. В их состав входят двигатели большой тяги для перемещения в окрестность данных небесных тел и малой тяги для коррекции орбиты в поле их притяжения. Отдельным направлением стала разработка и применение *электрореактивных двигательных установок* (ЭРДУ) и алгоритмов управления ими [6]. Особенностью данных двигателей является очень малая тяга при высоком удельном импульсе, что позволяет минимизировать расход топлива, но сопряжено с многократным увеличением длительности коррекции орбиты [7]. В результате, активный участок полета КА с ЭРДУ может занимать несколько десятков витков, а выведение КА с низкой круговой орбиты на геостационарную с использованием таких двигателей может достигать нескольких месяцев [7–9]. В работе [10] рассматривается совместное управление несколькими двигателями с расчетом коэффициентов дросселирования для создания требуемого суммарного уровня тяги при реализации орбитальных маневров.

В данной статье предложен схожий способ управления многосопловой ДУ или группой двигателей, объединенных в один блок, но имеющий принципиальные отличия. Во-первых, на фоне решения основной задачи по выдаче импульса требуемой величины и направления парируется накопление КА кинетического момента по всем трем центральным осям инерции аппарата. Во-вторых, разработана математическая модель работы ДУ в *режиме тактовой работы* (РТР) [11], когда на каждом интервале работы ДУ (такте) одновременно включаются все двигатели, а времена их отключения рассчитываются алгоритмически из условий ограничения накопления кинетического момента и создания заданной средней величины тяги внутри такта [12–15]. Это

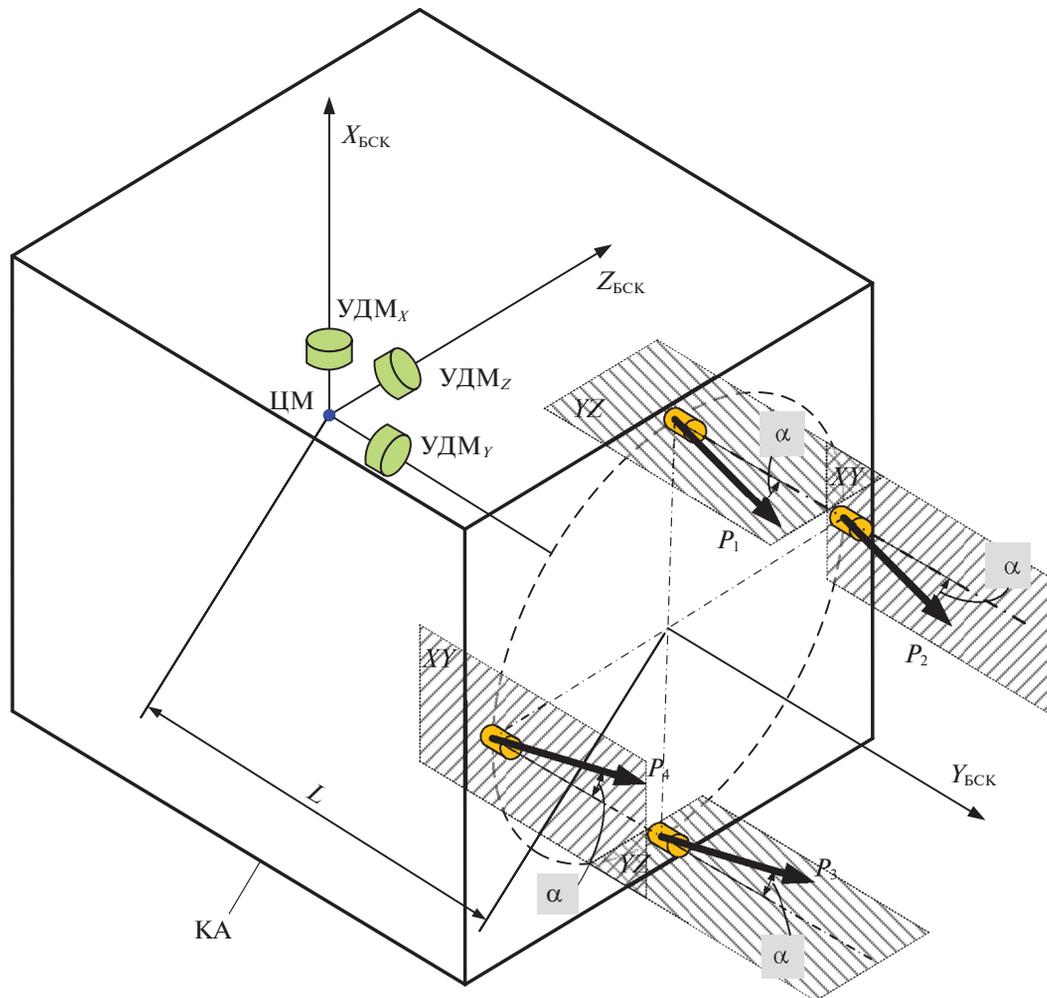


Рис. 1. Компоновка ДУ КА

позволяет использовать двигатель как при непрерывной работе, так и в режиме, близком к импульсному, обеспечивая создание заданной средней тяги ДУ в широком диапазоне.

Большинство алгоритмов управления ДУ имеют в контуре обратной связи показания акселерометров, по которым рассчитывается приращение скорости и происходит отключение двигателей после набора заданной величины *характеристической скорости* V_x [16]. Данный подход является эффективным при выдаче импульса для линейного перемещения КА. Однако в случае решения задачи вращения вокруг центра масс и стабилизации с помощью ДУ, когда по датчикам угловой скорости контролируется обеспечение требований по построению и удержанию заданной ориентации, длительности включения двигателей определяются из условия создания моментов требуемой величины и направления. Вследствие этого КА, в общем случае, получает дополнительно линейное перемещение, которое приводит к возмущениям его орбиты. Также недостатки указанного подхода к отсечке тяги ДУ проявляются при выдаче микроимпульсов, когда длительность открытия клапана двигателя соизмерима с интервалом реакции системы управления на полученное приращение скорости и отработки команды на закрытие клапанов или если величина создаваемого ускорения находится на уровне собственных шумов акселерометра. В связи с этим представляет определенный практический интерес разработка алгоритма управления ДУ, основанного на достаточно точной математической модели ее работы и позволяющего обеспечить высокоточное маневрирование независимо от наличия на борту КА показаний дополнительных измерителей, в частности измерителей акселерометров.

1. Постановка задачи. Пусть на КА установлены *управляющие двигатели-маховики* (УДМ) по всем трем центральным осям инерции, формирующим *базовую систему координат* (БСК) аппарата, которые используют для построения требуемой ориентации в пространстве. Необходимо выбрать компоновку ДУ и разработать алгоритм управления, обеспечивающие:

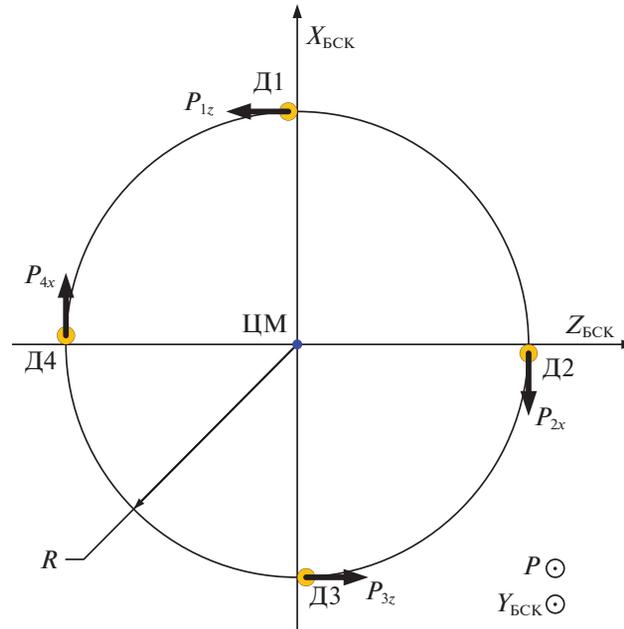


Рис. 2. Фронтальная проекция ДУ КА

- выдачу импульса с заданным средним интегральным уровнем тяги на протяжении всего интервала маневрирования;
- максимально эффективный расход топлива на перемещение центра масс КА;
- ограничение накопления кинетического момента по всем трем центральным осям инерции КА на интервале выдачи импульса;
- стабилизацию КА и удержание заданного направления результирующего вектора тяги в пространстве.

При этом данный алгоритм в общем случае не использует показания акселерометров в контуре обратной связи для определения моментов времени выключения двигателей после набора заданного V_x .

2. Компоновка ДУ. Для обеспечения выполнения всех сформулированных выше требований предлагается компоновка ДУ в виде блока из четырех номинально равно тяговых двигателей, расположенных равномерно на окружности радиуса R , ортогональной оси $Y_{БСК}$, и имеющих малое отклонение вектора тяги от продольной плоскости ($Y_{БСК}Z_{БСК}$ – для Д1 и Д3, $Y_{БСК}X_{БСК}$ – для Д2 и Д4) на угол α только в перпендикулярном ей направлении [17]. Ниже (рис. 1) представлен схематичный внешний вид расположения ДУ на корпусе КА. Как показано на фронтальной проекции (рис. 2), указанное малое отклонение вектора тяги двигателей обеспечивает создание моментов на плече R вокруг оси $Y_{БСК}$, которая сонаправлена с результирующим вектором тяги ДУ. Такая конструкция ДУ может быть предпочтительной для малых КА, которые имеют очень жесткие требования к габаритам и компоновке всего оборудования.

Отклонение векторов тяги пар двигателей, расположенных в одной плоскости, в разные стороны позволяет формировать как положительный, так и отрицательный момент вокруг оси $Y_{БСК}$ без создания возмущений по остальным осям. В табл. 1 приведены проекции векторов тяги P_i и моментов M_i для каждого двигателя относительно осей БСК КА.

Таблица 1. Проекция сил и моментов от работы двигателей на оси БСК

Двигатель	L_x	L_y	L_z	P_x	P_y	P_z	M_x	M_y	M_z
Д1	R	L	0	0	$P_1 \cos \alpha$	$-P_1 \sin \alpha$	$-LP_1 \sin \alpha$	$RP_1 \sin \alpha$	$RP_1 \cos \alpha$
Д2	0	L	R	$-P_2 \sin \alpha$	$P_2 \cos \alpha$	0	$-RP_2 \cos \alpha$	$-RP_2 \sin \alpha$	$LP_2 \sin \alpha$
Д3	$-R$	L	0	0	$P_3 \cos \alpha$	$P_3 \sin \alpha$	$LP_3 \sin \alpha$	$RP_3 \sin \alpha$	$-RP_3 \cos \alpha$
Д4	0	L	$-R$	$P_4 \sin \alpha$	$P_4 \cos \alpha$	0	$RP_4 \cos \alpha$	$-RP_4 \sin \alpha$	$-LP_4 \sin \alpha$

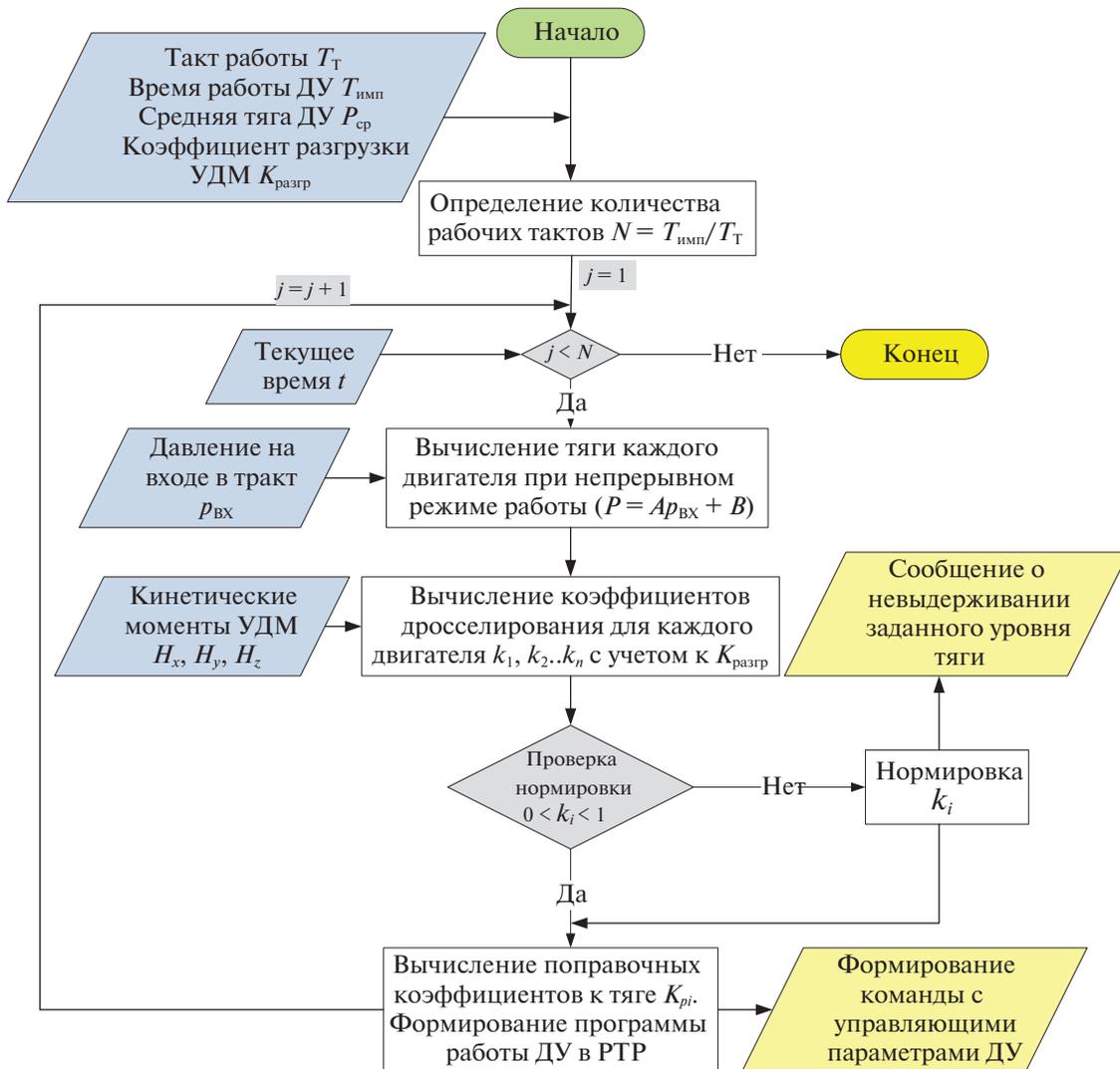


Рис. 3. Блок-схема алгоритма управления ДУ

Угол отклонения векторов тяг двигателей α имеет малую величину (в пределах $2-3^\circ$), что обеспечивает близкую к максимальной эффективность расхода топлива на перемещение центра масс при сохранении управляемости вокруг оси вектора тяги за счет варьирования длительностью работы каждого двигателя.

3. Алгоритм управления ДУ. Алгоритм управления основывается на разбиении всего интервала проведения маневра на такты работы заданной величины (от нескольких шагов управления бортовой вычислительной машины до нескольких десятков секунд), внутри каждого из которых поддерживается требуемое значение среднего уровня тяги при условии ограничения набора кинетического момента УДМ аппарата. Блок-схема алгоритма представлена на рис. 3. Она в полной мере описывает RTP ДУ, специально используемый при выдаче импульса заданной длительности.

В качестве исходной информации задаются: такт работы T_T , длительность импульса $T_{имп}$, среднее значение тяги ДУ $P_{ср}$ и коэффициент разгрузки УДМ $K_{разгр}$, характеризующий запас по управлению для обеспечения устойчивой ориентации КА при маневрировании. Кроме этого, в контур управления поступает информация с борта КА о текущем времени для контроля моментов закрытия и открытия клапанов двигателей, кинетические моменты с УДМ для контроля достижения пороговых значений и давление топлива на входе в топливный тракт $p_{вх}$. Указанный алгоритм предназначен для работы с жидкостными ракетными двигателями, для которых теку-

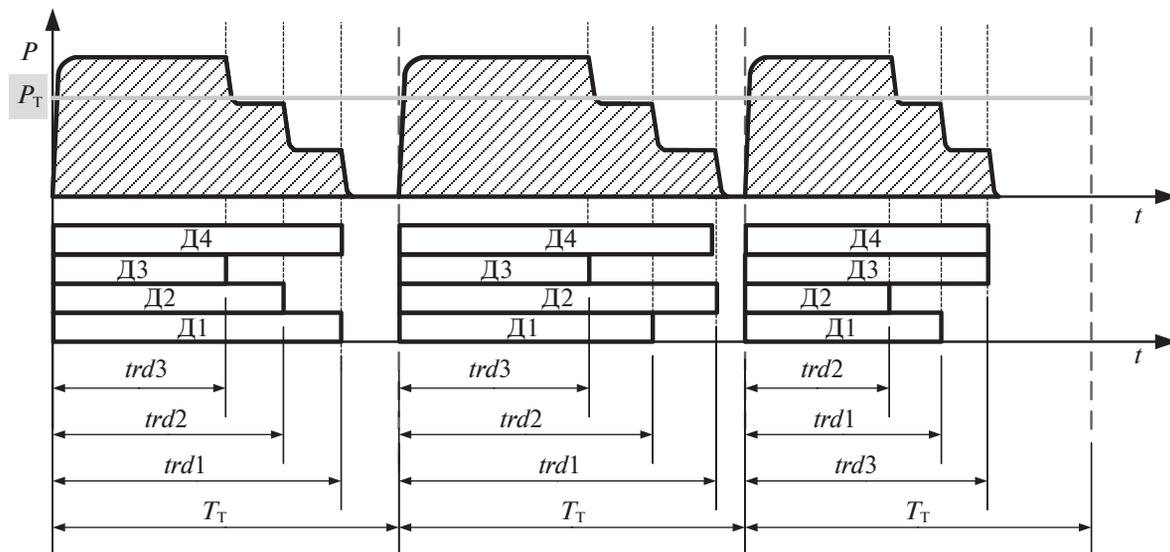


Рис. 4. Режим тактовой работы ДУ

щая тяга является функцией от давления топлива на входе в двигатель [18, 19]. Зависимости тяги от давления для каждого двигателя при непрерывном режиме работы обычно являются линейной функцией, зависящей от $p_{вх}$ и в общем виде задается как

$$P_{Di} = a_i p_{вх} + b_i, \tag{3.1}$$

где коэффициенты a_i и b_i являются паспортными данными и содержатся в формуляре на ДУ. Для эффективного использования указанных зависимостей применительно к РТР ДУ и обеспечения высокой точности расчета тяги, необходим расчет поправочного коэффициента к ней K_p , определяемого как функция от длительности открытия клапана каждого двигателя t_{rdi} . Для этой цели автором была разработана специальная математическая модель работы жидкостной ДУ в РТР, заключающаяся в аппроксимации данных огневых испытаний двигателей на участках выхода на установившийся уровень тяги и ее спада на участке импульса последствия. Подробно указанная математическая модель рассмотрена в работах [11–13] и позволяет рассчитать значение поправочного коэффициента как отношение среднего интегрального уровня тяги в рабочем такте T_T к установившейся величине, определяемой уравнением (3.1).

Физическая картина работы ДУ в любом из тактов состоит в следующем. В начальный момент времени включается весь сопловой блок и на каждом шаге управления рассчитываются параметры работы ДУ в РТР и интегрируется уравнение массового расхода, а также берутся данные с УДМ по величине набранного кинетического момента. Определяются времена отключения каждого двигателя t_{rdi} при условии поддержания заданного уровня средней интегральной тяги внутри такта и парированию накопления кинетического момента. Схематично такой тактовый режим работы представлен на рис. 4.

При включении блока реактивных двигателей КА каждый из них создает тягу определенной величины и направления. В результате сложения векторов тяг блок ДУ в целом формирует реактивную силу величиной $(P_1 + P_2 + P_3 + P_4)\cos\alpha$ в направлении $+Y_{БСК}$ для перемещения центра масс (ЦМ) КА в противоположную сторону. Моменты вокруг осей связанного базиса при сложении векторов тяг всех двигателей в номинале обнуляются. Если при наличии отклонений по величинам тяг их направлению и точности установки двигателей возникают паразитные моменты выше заданного порогового значения, способ управления ДУ в тактовом режиме работы, согласно [13, 15], позволяет парировать нарастание кинетического момента по всем осям БСК за счет варьирования временем закрытия клапана каждого двигателя, что создает по окончании работы ДУ в текущем такте компенсирующий момент, передающийся на УДМ. При определении длительности работы каждого двигателя t_{rdi} используются коэффициенты дросселирования, получаемые из решения системы линейных уравнений. Для разгрузки УДМ рассчитываются коэффициенты дросселирования для каждого двигателя таким образом, чтобы моменты, создаваемые ДУ по осям $X_{БСК}$, $Y_{БСК}$ и $Z_{БСК}$, были подобны соответствующим кинетическим моментам УДМ

H_x , H_y и H_z с коэффициентом пропорциональности $K_{\text{разгр}}/T_T$. Дополняя уравнения для разгрузки УДМ условием сохранения постоянной требуемой средней тяги ДУ P_T , получим систему уравнений для нахождения коэффициентов длительности работы в такте для каждого двигателя k_i :

$$\begin{bmatrix} -LP_1 \sin \alpha & -RP_2 \cos \alpha & LP_3 \sin \alpha & RP_4 \cos \alpha \\ RP_1 \sin \alpha & -RP_2 \sin \alpha & RP_3 \sin \alpha & -RP_4 \sin \alpha \\ RP_1 \cos \alpha & LP_2 \sin \alpha & -RP_3 \cos \alpha & -LP_4 \sin \alpha \\ P_1 \cos \alpha & P_2 \cos \alpha & P_3 \cos \alpha & P_4 \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \\ k_3 \\ k_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{\text{разгр}} H_x / T_T \\ K_{\text{разгр}} H_y / T_T \\ K_{\text{разгр}} H_z / T_T \\ P_T \end{bmatrix}. \quad (3.2)$$

Решая систему линейных уравнений (3.2), получим выражения для k_i , которые в свою очередь определяют время работы двигателя в текущем такте:

$$t_{rdi} = k_i T_T. \quad (3.3)$$

В случае если огневые испытания двигателя, при которых определялся установившийся уровень тяги, проводились с длительностью работы, превышающей один такт, то необходимо введение поправочного коэффициента K_{pi} . Тогда, зависимость тяги каждого двигателя запишется в виде

$$P_{Di}^{\text{PTP}} = K_{pi} (a_i p_{\text{вх}} + b_i). \quad (3.4)$$

Если огневые испытания двигателей проводятся при включениях длительностью в один такт, указанный коэффициент не вводится ($K_{pi} = 1$).

Средняя тяга двигателя при фактически определяемой длительности его работы в каждом такте с учетом уравнений (3.3) и (3.4) будет задаваться соотношением:

$$\overline{P_{Di}^{\text{PTP}}} = K_{pi} (a_i p_{\text{вх}} + b_i) t_{rdi} / T_T = K_{di} (a_i p_{\text{вх}} + b_i) = K_{di} P_{Di}, \quad (3.5)$$

где $K_{di} = K_{pi} t_{rdi} / T_T$ – коэффициент дросселирования двигателя.

Учитывая (3.5), общий вид уравнения для средней интегральной тяги всей ДУ, состоящей из n двигателей, запишется как

$$\overline{P_{\text{ДУ}}^{\text{PTP}}} = \sum_{i=1}^n K_{di} P_{Di} = \frac{1}{T_T} \sum_{i=1}^n K_{pi} P_{Di} t_{rdi}. \quad (3.6)$$

В процессе работы алгоритма рассчитываются длительности выдачи импульса любым из двигателей таким образом, что средняя тяга ДУ в каждом такте, определяемая уравнением (3.6), удовлетворяет условию

$$\overline{P_{\text{ДУ}}^{\text{PTP}}} = P_T.$$

Перерасчет и уточнение указанных времен работы двигателя происходит с частотой шага управления ДУ. В результате в каждом рабочем такте длительностью T_T , равно как и на протяжении всего интервала работы ДУ, предлагаемый алгоритм позволяет решить следующие задачи:

выдавать импульс требуемой величины (с заданной тягой) и направления с высокой степенью точности в течение длительного времени;

максимально эффективно расходовать топливо на борту КА на задачу перемещения его ЦМ в пространстве за счет малого отклонения двигателей;

парировать накопление кинетического момента УДМ по всем трем осям БСК в процессе работы блока реактивных двигателей.

Указанная подстраховка инерционных приборов в виде УДМ позволяет снизить требования к ним (в части располагаемого запаса по кинетическому и механическому моменту) до уровня, достаточного для осуществления переориентации КА и парированию остаточных моментов от работы ДУ ниже заданного порогового значения. Для малых КА это напрямую влияет на массу и габариты КА, позволяя существенно снизить их.

4. Пример работы алгоритма. В качестве иллюстрации работы алгоритма рассмотрим следующий пример маневра КА, параметры которого представлены в табл. 2. Номинальная тяга одного двигателя при входном давлении 9 кгс/см^2 составляет 0.5 Н . ДУ, состоящая из четырех таких двигателей, в процессе работы реализует РТР, описанный ранее. Рассматривается пространствен-

Таблица 2. Параметры КА и характеристики маневра

Параметр	Обозначение	Значение
Масса КА, кг	$M_{КА}$	54
Центральные моменты инерции КА, кг · м ²	I_{xx}	1.7
	I_{yy}	1.6
	I_{zz}	1.3
	M	0.0065
Максимальный механический момент УДМ, Н · м	H	0.2
Максимальный кинетический момент УДМ, Н · м · с	$T_{имп}$	300
Длительность выдачи импульса, с	T_T	10
Такт работы ДУ, с	P_T	1.2
Требуемый средний интегральный уровень тяги ДУ, Н	Ψ_0	60.0
Номинальное отклонение суммарного вектора тяги по курсу, град.	Θ_0	40.0

ный маневр и заданы постоянные углы ориентации (по курсу Ψ_0 и тангажу Θ_0) в орбитальной системе координат.

Принято, что в процессе работы ДУ создается возмущающий момент на уровне 0.0012 Н · м за счет наличия разнотяговости двигателей и погрешностей их установки относительно центра

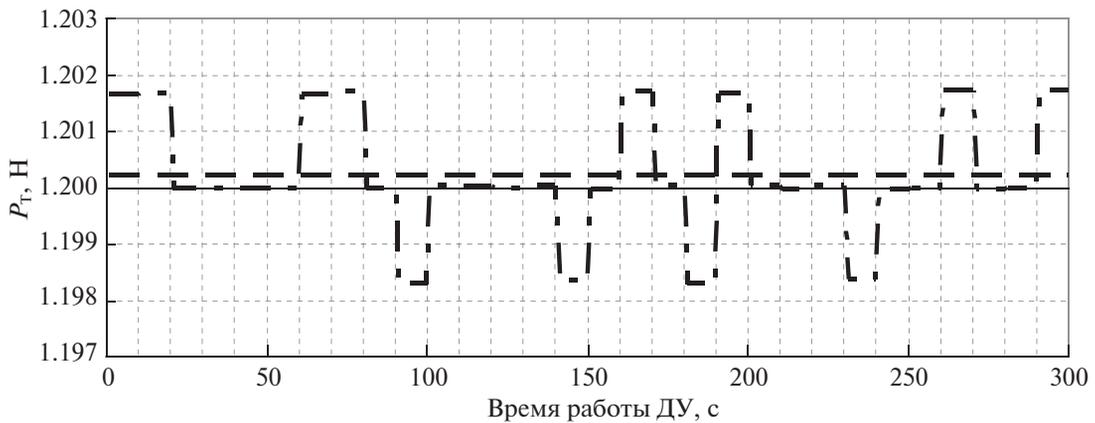


Рис. 5. Изменение средней тяги ДУ (— — заданный уровень тяги ДУ, - - - — средняя тяга ДУ в такте, - · - - — средняя тяга ДУ на интервале маневрирования)

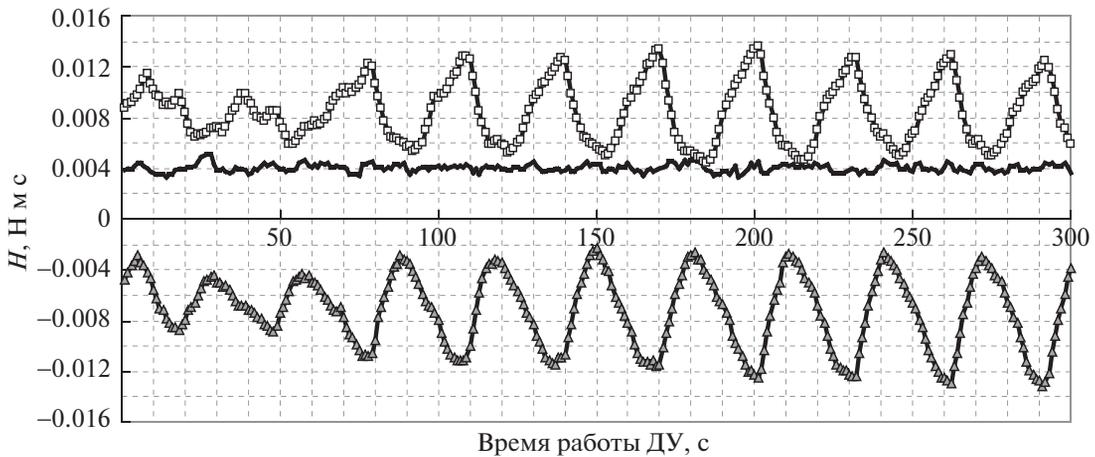


Рис. 6. Изменение кинетического момента УДМ (\square - \square - \square — H_x , — — H_y , \triangle - \triangle - \triangle — H_z)

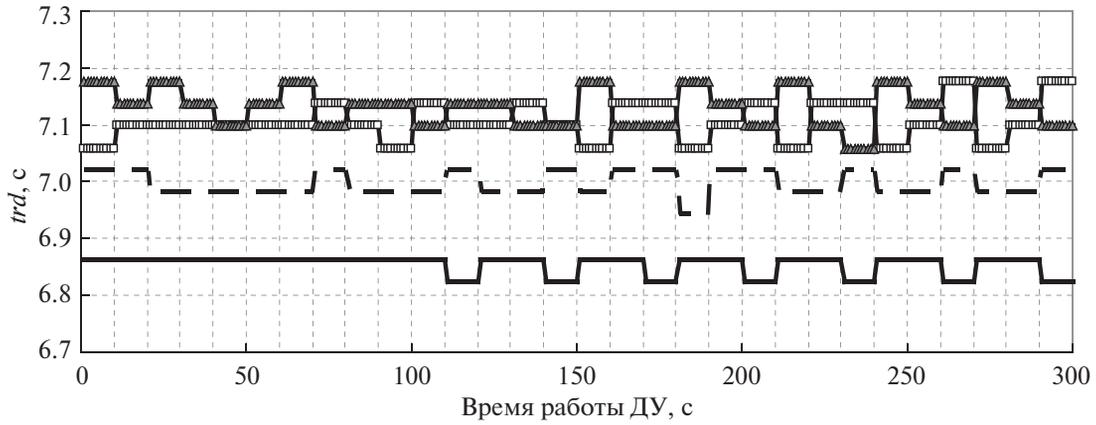


Рис. 7. Длительности открытия клапанов двигателей внутри рабочего такта ($\Delta-\Delta-\Delta - t_{rd1}$, $— - t_{rd2}$, $\square-\square-\square - t_{rd3}$, $- - - - t_{rd4}$)

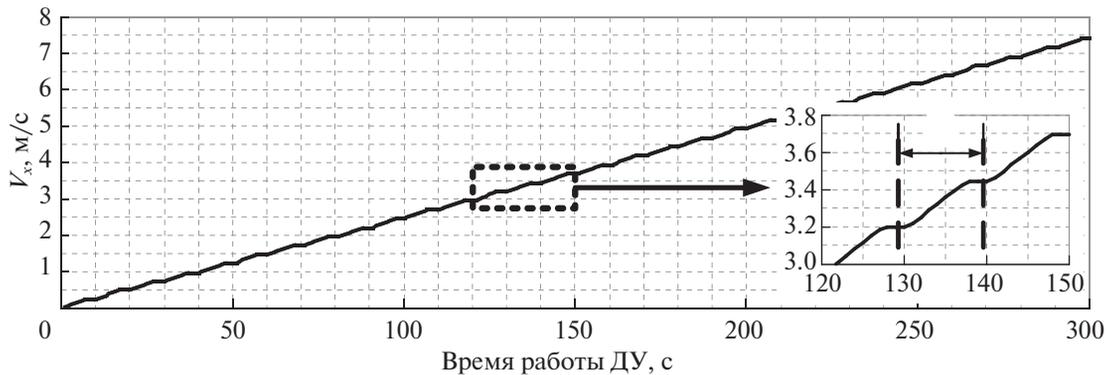


Рис. 8. Темп набора характеристической скорости

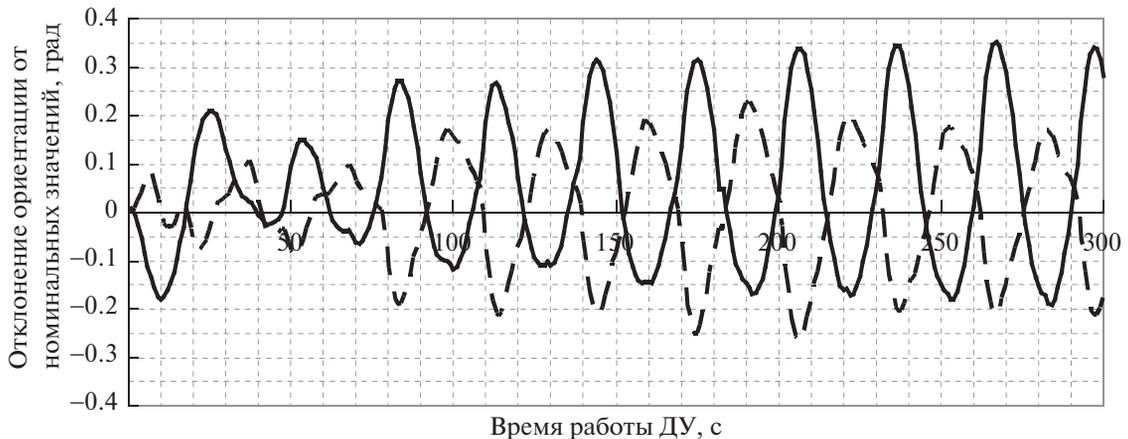


Рис. 9. Точность удержания заданной ориентации при работе ДУ ($- - - -$ — по углу курса $\delta\psi$, $—$ — по углу тангажа $\delta\theta$)

масс КА. В результате на рис. 5–9 представлено изменение основных характеристик при работе ДУ в РТР. Использование УДМ в данном примере служит для демонстрации характера изменения проекций кинетических моментов КА на оси БСК при реализации маневра, подтверждающих корректность работы алгоритма.

Таблица 3. Ошибки реализации маневра

Параметр	Максимальное	Среднее
Отклонение от среднего интегрального уровня тяги ДУ, Н (в % от расчетного значения)	0.0033 (0.28)	0.00023 (0.019)
Отклонение от заданного угла курса, град.	0.263	0.0027
Отклонение от заданного угла тангажа, град.	0.344	0.0484
Отклонение от расчетного приращения характеристической скорости, м/с (в %)	0.043 (0.58)	—

Как видно из рис. 5, отличия средней тяги ДУ на интервале маневрирования очень малы, а отклонения на каждом такте работы имеют небольшую амплитуду колебаний. Изменения кинетического момента по всем трем осям, согласно рис. 6, также имеют малую амплитуду колебаний и стремятся к нулю после отключения всех двигателей. Указанные результаты моделирования демонстрируют устойчивость работы алгоритма при учете разнотяговости отдельных двигателей, погрешностей их установки и ориентации, что в совокупности приводит к появлению возмущающих моментов. Сам алгоритм управления ДУ строится таким образом, что учитывает появление возмущений и своевременно их парирует за счет перерасчета длительности работы каждого двигателя в текущем такте. Это хорошо видно по отличиям в длительности работы каждого двигателя в такте, изображенным на рис. 7.

Обобщая анализ полученных результатов, в табл. 3 представлены сводные характеристики по точности поддержания заданных параметров маневра и ошибка в суммарном приращении характеристической скорости для приведенного примера.

В результате рассмотренный алгоритм управления ДУ обеспечивает выполнение всех требований, сформулированных при постановке задачи, а использование минимального состава информации с датчиковой аппаратуры КА (значений набранного кинетического момента и показаний с датчика давления топлива на входе в двигатель) позволяет эффективно применять его в контуре управления в автоматическом режиме на борту КА.

Заключение. Предложенная компоновка и алгоритм управления ДУ в РТР дают возможность решить задачи маневрирования КА с обеспечением заданного уровня средней интегральной тяги ДУ и парирования набора кинетического момента по всем трем осям БСК в каждом рабочем такте и на протяжении всего интервала маневрирования. Уточненная математическая модель работы жидкостного ракетного двигателя в РТР позволяет в широком диапазоне варьировать величиной заданной тяги ДУ и использовать ее как в непрерывном режиме работы, так и близком к импульсному. При этом обеспечивается высокоточное орбитальное маневрирование КА без применения внешних источников информации о наборе V_x для отсечки тяги двигателей. Рассмотренный алгоритм автономен и использует минимальный набор информации от датчиковой аппаратуры КА в процессе своей работы. Он позволяет парировать возмущения от неточностей установки и различий характеристик работы каждого двигателя, а также смещения центра масс от расчетного положения по мере выработки топлива. Алгоритм управления ДУ строится таким образом, что учитывает появление возмущений и своевременно их парирует за счет перерасчета длительности работы каждого двигателя в текущем такте и создания компенсационных моментов. Применение алгоритма возможно и для компоновки из трех сонаправленных двигателей, однако парирование накопления кинетического момента будет осуществляться только по двум осям, перпендикулярным результирующему вектору тяги ДУ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Платонов В.Н.* Одновременное управление движением центра масс и вокруг центра масс при маневрах космических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптических орбитах с использованием электрореактивных двигателей // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 56–65.
2. *Платонов В.Н.* О возможности длительного поддержания ориентации геостационарного спутника без использования датчиков внешней информации и инерциальных датчиков // Космич. исслед. 2009. Т. 47. № 3. С. 263–270.
3. *Бранец В.Н., Земсков Е.Ф., Ковтун В.С., Платонов В.Н., Шестаков А.В.* Пат. РФ № 2124461 // Б.И. 1999. № 1. 9 с.

4. *Ходненко В.П., Хромов А.В.* Корректирующие двигательные установки для малого космического аппарата // Вопросы электромеханики. Тр. ВНИИЭМ. 2009. Т. 109. № 4. С. 27–32.
5. *Платов И.В., Симонов А.В., Константинов М.С.* Выбор рационального варианта построения комбинированной двигательной установки и схемы полета космического аппарата “ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД” // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4 (30). С. 31–36.
6. *Лесневский В.А., Махова Л.И., Михайлов М.В. и др.* Электрореактивная двигательная установка космического аппарата “Канопус-В” и ее огневые испытания // Изв. Томск. политехн. ун-та. 2011. Т. 319. № 4. С. 144–147.
7. *Попов Г.А., Константинов М.С., Петухов В.Г.* Проектирование межорбитального перелета космического аппарата с маршевыми электроракетными двигательными установками // Вестн. РФФИ. 2006. № 3(47). С. 16–19.
8. *Синицын А.А.* Исследование эффективности использования маршевой электроракетной двигательной установки для выведения космического аппарата на геостационарную орбиту // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 4 (57). С. 95–108.
9. *Улыбышев Ю.П.* Оптимизация межорбитальных перелетов с малой тягой при ограничениях // Космич. исслед. 2012. Т. 50. № 5. С. 403–418.
10. *Pauluszek Michael A., Piper George E.* Пат. № 5,130,931 США // Appl. 1990. № 552,638.
11. *Улыбышев С.Ю.* Математическая модель для режима тактовой работы жидкостного ракетного двигателя космического аппарата // Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти С.П. Королева и других выдающихся ученых – пионеров освоения космического пространства: сборник тез. докл. ХLI Всероссийских академических чтений по космонавтике. М., 2017. С. 408–409.
12. *Глушков А.В., Улыбышев С.Ю.* Управление многосопловой двигательной установкой космического аппарата с ограничением накопления кинетического момента // Сб. матер. научно-техн. конф. “Инновационные автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований. Актуальные вопросы создания служебных и научных систем”. Анапа, 06–11 сентября 2015. Химки: “НПО им. С.А. Лавочкина”, 2015. С. 316–322.
13. *Глушков А.В., Улыбышев С.Ю.* Применение режима тактовой работы к двигательной установке для высокоточного орбитального маневрирования и переориентации космического аппарата // Тр. МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96960>.
14. *Глушков А.В., Улыбышев С.Ю.* Алгоритм управления многосопловой двигательной установкой космического аппарата с ограничением накопления кинетического момента // Актуальные проблемы Российской космонавтики: Тез. докл. ХL Всероссийских академических чтений по космонавтике. М., 2016. С. 355–356.
15. *Гавриленко Т.С., Глушков А.В., Улыбышев С.Ю.* Пат. РФ № 2610793 // Б.И. 2017. № 5. 18 с.
16. *Бранец В.Н., Ковтун В.С., Платонов В.Н., Шестаков А.В.* Пат. РФ № 2112716 // Б.И. 1998. № 16. 11 с.
17. *Гавриленко Т.С., Глушков А.В., Улыбышев С.Ю.* Пат. РФ № 170380 // Б.И. 2017 № 12. 9 с.
18. *Егорычев В.С., Сулинов А.В.* Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: учеб. пособие. Самара: Изд-во СГАУ, 2014. 128 с.
19. *Мурашко В.М., Козубский К.Н., Вертаков Н.М. и др.* О научно-техническом сотрудничестве НПО им. С.А. Лавочкина и ОКБ “Факел”. К 50-летию юбилею космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3 (29). С. 32–36.