

УДК 629.78

## **Применение режима тактовой работы к двигательной установке для высокоточного орбитального маневрирования и переориентации космического аппарата**

**Глушков А.В., Улыбышев С.Ю.\***

*Центральный научно-исследовательский институт химии и механики,  
ул. Нагатинская, 16а, Москва, 115487, Россия*

*\*e-mail: wardoc5@rambler.ru*

### **Аннотация**

В работе изложены возможности режима тактовой работы двигательной установки для эффективного решения задачи перемещения центра масс космического аппарата, а также управляемого вращения вокруг него. Рассматривается компоновка двигательной установки, состоящая из двух троек номинально равнотяговых жидкостных ракетных двигателей с противоположными направлениями результирующего вектора тяги, расположенных равномерно на окружности заданного радиуса. Указанное конструктивное решение позволяет эффективно расходовать топливо для перемещения центра масс в пространстве, а совместно с режимом тактовой работы, примененном для управления двигательной установкой, обеспечивает высокую точность выдачи импульса. При переориентации космического аппарата данный алгоритм позволяет совершать развороты и наведение выбранной оси в заданное направление, при этом минимизируя суммарное приращение характеристической скорости, приводящее к линейному

перемещению центра масс, а также парирование нарастания кинетического момента по всем трем центральным осям аппарата.

**Ключевые слова:** космический аппарат, двигательная установка, жидкостной ракетный двигатель, алгоритм управления, режим тактовой работы, средний уровень тяги, парирование накопления кинетического момента.

## 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, и сопряжено с многократным увеличением длительность 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 сонаправленных двигателей объединенных в один блок, но имеющий принципиальные отличия. Во-первых, на фоне решения основной задачи по выдачи импульса требуемой величины и направления, парировается накопление КА кинетического момента по двум центральным осям инерции аппарата, ортогональным оси результирующего вектора тяги ДУ. 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 [12-14]. Это позволяет использовать двигатель, как при непрерывной работе, так и в режиме близком к импульсному, обеспечивая создание заданной средней тяги ДУ в широком диапазоне. Одновременное применение двух групп двигателей с противоположными направлениями результирующих векторов тяг, позволяет реализовать алгоритм управляемого разворота и наведения выбранной оси КА в заданном направлении, а также ее длительное удержание. При этом алгоритм минимизирует затраты топлива и суммарное приращение линейной

скорости, которое приводит к перемещению центра масс КА. Такая задача является типовой как для КА дистанционного зондирования Земли на низких орбитах [15], так и для аппаратов связи или телекоммуникаций на геостационарной орбите [2]. Применение управления вокруг центра масс (ЦМ) с помощью ДУ вместо использования, традиционных в таком случае, инерционных приборов в виде управляющих двигателей-маховиков (УДМ), может быть обусловлено требованиями по высокой скорости переориентации КА, которую маховики обеспечить не в состоянии. В случае применения КА класса «микро» с массой менее 100 кг, существенными становятся ограничения по массе и габаритам, что влечет за собой применение компактных УДМ и вынуждает использовать ДУ для задач быстрой переориентации и наведения.

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 и отработки команды на закрытие клапанов, или если величина создаваемого ускорения находится на уровне собственных шумов акселерометра. Традиционно для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), математическая модель его работы ограничивается прогнозированием характеристик и получением аппроксимирующих зависимостей основных параметров для установившегося режима работы на маршевом участке [17-19]. В связи с этим, представляет определенный практический интерес применение алгоритма управления ДУ, основанного на достаточно точной математической модели ее работы, включая этапы выхода на режим и спада тяги [14, 20]. Для получения достоверных характеристик работы двигателя на различных уровнях входного давления, необходимых для выбора аппроксимирующих зависимостей и определения расчетных коэффициентов, требуется проведение огневых испытаний двигателей при наземной стендовой отработке по специальной циклограмме, отражающей РТР [21]. Это позволяет обеспечить высокоточное маневрирование КА независимо от наличия или отсутствия на борту показаний от дополнительных измерителей, в частности акселерометров.

### **Постановка задачи**

Пусть на КА установлены две группы по три номинально равнотяговых ЖРД, расположенных равномерно на окружности радиуса  $R$ . При этом результирующий вектор тяги от первой группы ( $P_{ГД1}$ ) сонаправленных двигателей (Д1-Д3) совпадает с

направлением  $+Y$  оси базовой системы координат (БСК) КА, построенной на центральных осях инерции аппарата. Результирующий вектор тяги второй группы ( $R_{ГД2}$ ) сонаправленных двигателей (Д4-Д6) совпадает с направлением  $-Y$  оси БСК. На рисунке 1 представлен схематичный внешний вид расположения двигателей на корпусе КА. Обе группы двигателей симметричны относительно плоскости  $X_{БСК}Z_{БСК}$ , а плоскости их крепления номинально равноудалены от центра масс КА на расстояние  $L$ .

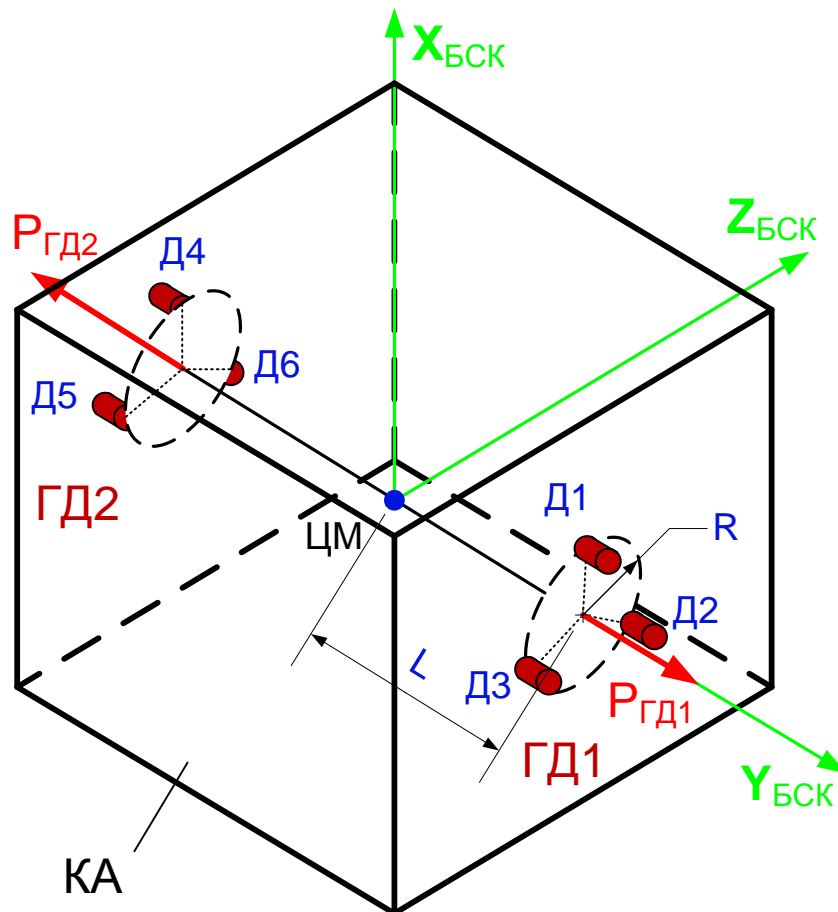


Рисунок 1. Компоновка ДУ КА

В результате, алгоритм управления ДУ в РТР должен обеспечить:

- Выдачу импульса любой группой двигателей с заданным средним интегральным уровнем тяги на протяжении всего интервала маневрирования.
- Максимально эффективный расход топлива на перемещение центра масс КА и при ограничении накопление кинетического момента по осям X и Z БСК.
- Переориентацию КА с помощью ДУ в любое заданное направление при минимизации затрат топлива.
- Стабилизацию и удержание заданного направления одной из выбранных осей КА при минимизации его линейного перемещения 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  $V_x$ .

### **Описание алгоритма управления ДУ**

Алгоритм управления основывается на разбиение 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 КА. Блок-схема работы алгоритма, на примере управления одной из групп двигателей, представлена на рисунке 2.

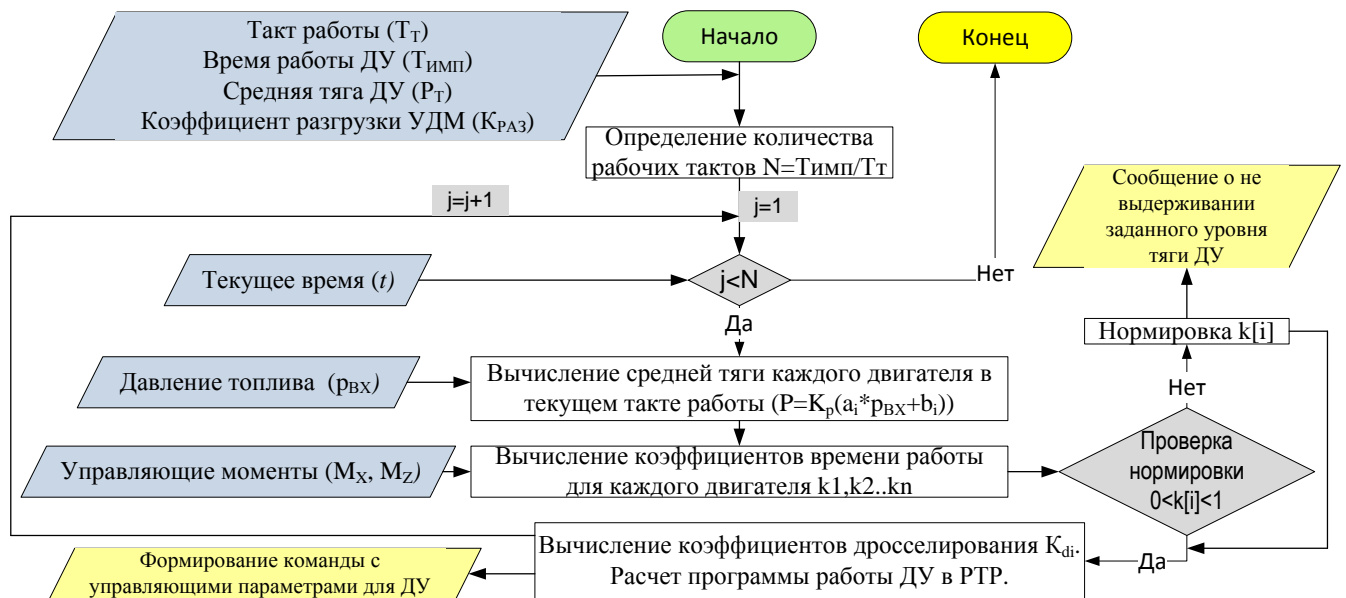


Рисунок 2. Блок-схема алгоритма управления ДУ в РТР

Она в полной мере описывает технологию применения РТР ДУ, специально используемого при выдаче импульса и переориентации КА. При перемещении центра масс используется одна из групп двигателей в зависимости от требуемого направления вектора тяги, а при переориентации выбирается те двигатели, которые обеспечивают создание необходимых моментов и нулевой результирующий вектор тяги ДУ. В качестве исходной информации для алгоритма задается:

- такт работы ( $T_T$ );
- общее время работы ДУ ( $T_{имп}$ );
- среднее значение тяги ДУ ( $P_{CP}$ );
- давление топлива на входе в топливный тракт ( $p_{ВХ}$ );
- коэффициент разгрузки УДМ ( $K_{РАЗ}$ ), характеризующий запас по управлению для обеспечения устойчивой ориентации КА при маневрировании;



– величины управляющих моментов ( $M_X$  и  $M_Z$ ), которые необходимо отработать в текущем такте. При решении задачи перемещения ЦМ КА, указанные моменты пересчитываются в кинетические моменты по соответствующим осям ( $H_X$  и  $H_Z$ ).

Кроме этого в контур управления поступает информация с борта КА о текущем времени для контроля моментов закрытия и открытия клапанов двигателей. Указанный алгоритм предназначен для работы с жидкостными ракетными двигателями, для которых текущая тяга является функцией от давления топлива на входе в двигатель [17, 18, 22]. Зависимости тяги от давления для каждого двигателя при непрерывном режиме работы обычно являются линейной функцией зависящей от  $p_{BX}$  и в общем виде задается как:

$$P_{Di} = a_i \cdot p_{BX} + b_i, \quad (1)$$

где коэффициенты  $a_i$  и  $b_i$  являются уникальными параметрами, определяемыми по результатам огневых испытаний двигателей, и содержатся в формуляре на ДУ.

Для эффективного использования указанных зависимостей применительно к РТР ДУ и выбранному такту работы  $T_T$ , необходимо учитывать поправочный коэффициент к тяге соответствующего двигателя  $K_{pi}$ . Этот коэффициент также будет определять длительности открытия клапана каждого двигателя ( $t_{rdi}$ ). С целью обеспечения высокой точности расчета тяги, 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 последействия. Это дает возможность производить расчет тяги для любой длительности открытия

клапана двигателя, меньшей времени такта. Подробно указанная математическая модель рассмотрена в работах [11, 12, 14] и позволяет определить значение коэффициента дросселирования двигателя ( $K_{di}$ ) как отношение среднего интегрального значения тяги за время открытия клапана к среднему уровню тяги для заданной длительности рабочего такта  $T_T$ .

Физическая картина работы ДУ в любом из тактов, на примере задачи перемещения ЦМ, 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, ГД1 в целом формирует реактивную силу величиной  $(P_1+P_2+P_3)$  в направлении  $+Y_{БСК}$  для перемещения ЦМ КА в противоположную сторону. Моменты вокруг осей связанного базиса, при сложении векторов тяг всех двигателей, в номинале обнуляются.

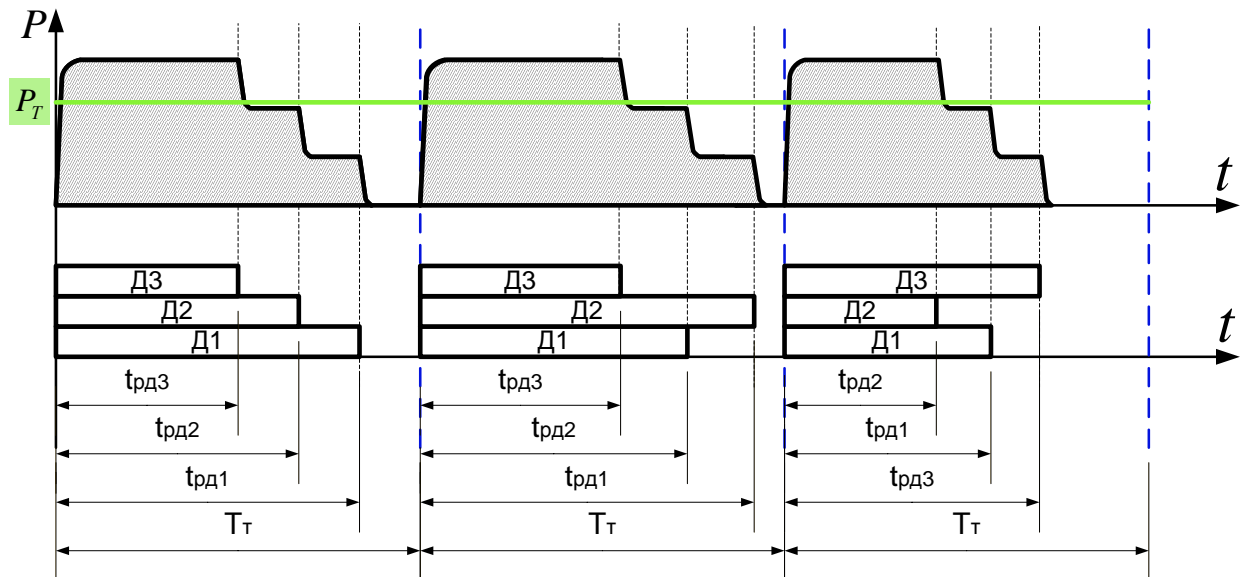


Рисунок 3. Типовая циклограмма работы двигателей в RTP

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 [14] позволяет парировать нарастание кинетического момента по осям БСК, перпендикулярным результирующему вектору тяги. Это достигается за счет варьирования временем закрытия клапана каждого двигателя, что создает, по окончании работы ДУ в текущем такте, компенсирующий момент, передающийся на УДМ.

### Управление ДУ в RTP при перемещении центра масс КА

Рассмотрим фронтальную проекцию расположения двигателей, представленную на рисунке 4. В таблице 2 приведены значения номинальных моментов двигателей относительно осей X и Z БСК.

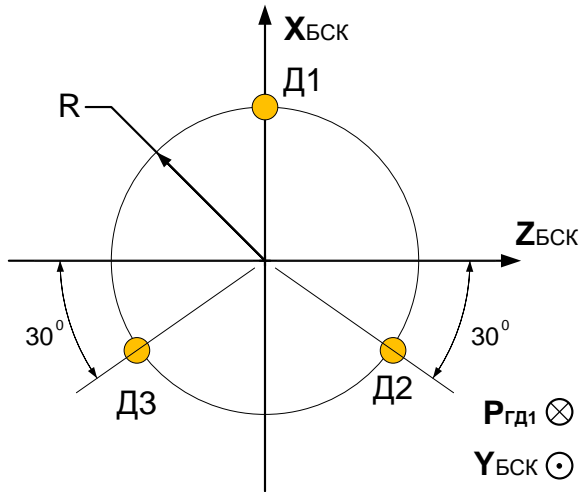


Рисунок 4. Расположение двигателей

Таблица 1. Моменты относительно БСК

	OX	OZ
Д1	0	$-P_1 \cdot R$
Д2	$\frac{\sqrt{3}}{2} P_2 \cdot R$	$\frac{1}{2} P_2 \cdot R$
Д3	$-\frac{\sqrt{3}}{2} P_3 \cdot R$	$\frac{1}{2} P_3 \cdot R$

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  $X_{БСК}$  и  $Z_{БСК}$ , были подобны соответствующим кинетическим моментам УДМ  $H_x$  и  $H_z$  с коэффициентом пропорциональности  $K_{PA3}/T_T$ . Дополняя уравнения для разгрузки УДМ условием сохранения постоянной требуемой средней тяги ДУ ( $P_T$ ), получим систему для нахождения коэффициентов длительности работы в такте для каждого двигателя  $k_i$ :

$$\begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \\ k_3 \end{bmatrix} = \frac{K_{PA3}}{3 \cdot R_J} \begin{bmatrix} 0 & -\frac{2}{P_1} & \frac{1}{P_1} \\ \frac{\sqrt{3}}{P_2} & \frac{1}{P_2} & \frac{1}{P_2} \\ -\frac{\sqrt{3}}{P_3} & \frac{1}{P_3} & \frac{1}{P_3} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} H_x \\ H_z \\ P_T \end{bmatrix} \quad (2)$$

Решая систему линейных уравнений (2), получим выражения для  $k_i$ , которые в свою очередь определяют время работы двигателя в текущем такте:

$$t_{rdi} = k_i \cdot T_T. \quad (3)$$

Зависимость тяги каждого двигателя с учетом поправочного коэффициента, зависящего от выбранного такта работы, запишется в виде:

$$P_{Di}^{PTP} = K_{pi} (a_i \cdot p_{BX} + b_i). \quad (3)$$

Средняя тяга двигателя в каждом такте с учетом уравнений (1) и (4) будет определяться соотношением:

$$\overline{P_{Di}^{PTP}} = K_{pi} (a_i \cdot p_{BX} + b_i) \cdot t_{rdi} / T_T = K_{di} \cdot (a_i \cdot p_{BX} + b_i) = K_{di} \cdot P_{Di}, \quad (5)$$

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

Учитывая (5), общий вид уравнения для средней интегральной тяги всей ДУ, состоящей из  $n$  двигателей, запишется в виде:

$$\overline{P_{ДУ}^{PTP}} = \sum_{i=1}^n (K_{di} \cdot P_{Di}) = \frac{1}{T_T} \sum_{i=1}^n (K_{pi} \cdot P_{Di} \cdot t_{rdi}). \quad (4)$$

В случае если огневые испытания двигателей проводились при длительности работы равной заданному такту, поправочный коэффициент к тяге вводить не требуется ( $K_{pi}=1$ ).

В процессе работы алгоритма, рассчитываются длительности выдачи импульса каждым двигателем таким образом, что средняя тяга ДУ в текущем такте, определяемая уравнением (6), удовлетворяет условию:

$$\overline{P_{ДУ}^{PTP}} = P_T. \quad (7)$$

Перерасчет и уточнение указанных времен работы двигателя происходит с частотой шага управления ДУ.

Указанные возможности алгоритма управлению ДУ в РТР позволяют снизить требования к управляющим двигателям-маховикам или иным органам управления до уровня достаточного для парирования остаточных кинетических моментов от работы ДУ ниже заданного порогового значения. Для малых КА это напрямую влияет на массу и габариты КА, позволяя существенно их уменьшить.

В качестве иллюстрации работы алгоритма рассмотрим следующий пример маневра КА, параметры которого представлены в таблице 2. Номинальная тяга одного двигателя при входном давлении  $9 \text{ кгс/см}^2$  составляет  $0.5 \text{ Н}$ . ДУ, состоящая из трех таких двигателей, в процессе работы реализует РТР описанный ранее. Рассматривается пространственный маневр и заданы постоянные углы ориентации (по курсу  $\Psi_0$  и тангажу  $\Theta_0$ ) в орбитальной системе координат. Принято, что в процессе работы ДУ создается возмущающий момент на уровне  $0.0012 \text{ Н}\times\text{м}$  за счет наличия разнотяговости двигателей и погрешностей их установки относительно центра масс КА.

Таблица 2. Характеристики маневра

Параметр	Обозн.	Значение
Общая длительность работы ДУ, с	$T_{ИМП}$	340
Такт работы ДУ, с	$T_T$	10
Требуемая средняя тяга ДУ, Н	$P_T$	0.739
Ограничение по величине кинетического момента, Н*м*с	$\Delta H$	0.012
Номинальное отклонение суммарного вектора тяги по курсу, гр.	$\psi_0$	64.51
Номинальное отклонение суммарного вектора тяги по тангажу, гр.	$\vartheta_0$	35.32
Требуемое приращение скорости, м/с	$dV_x$	4.65

В результате, на рис. 5-9 представлено изменение основных параметров при работе ДУ в РТР. Использование УДМ в данном примере служить для

демонстрации характера изменения проекций кинетических моментов КА на оси БСК при реализации маневра, подтверждающих корректность работы алгоритма.

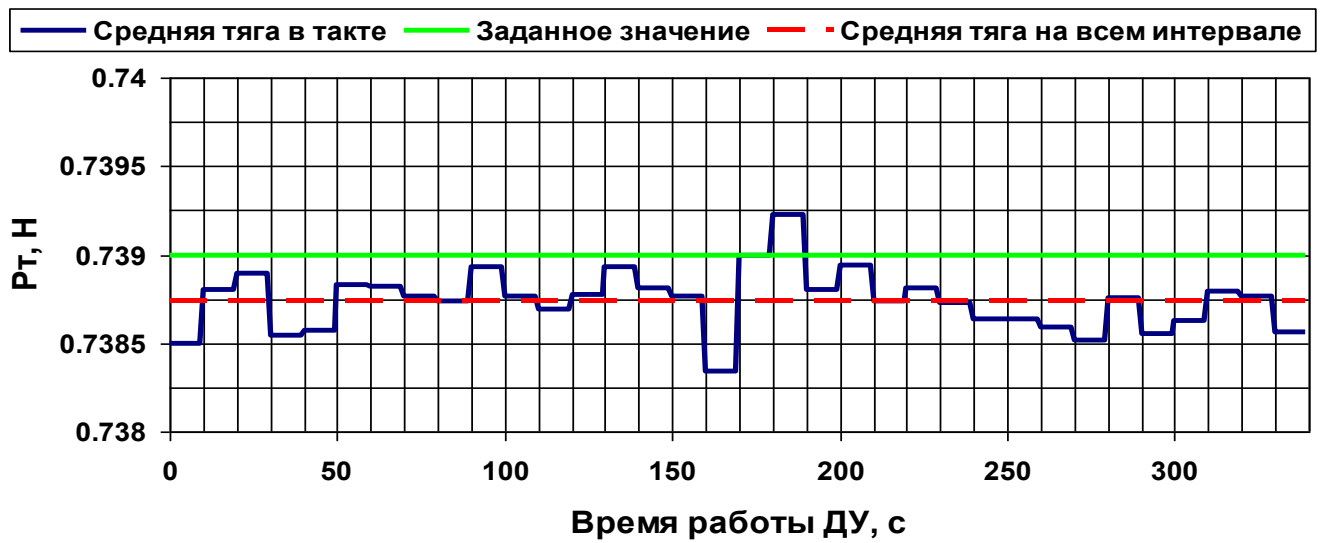


Рисунок 5. Изменение тяги ДУ

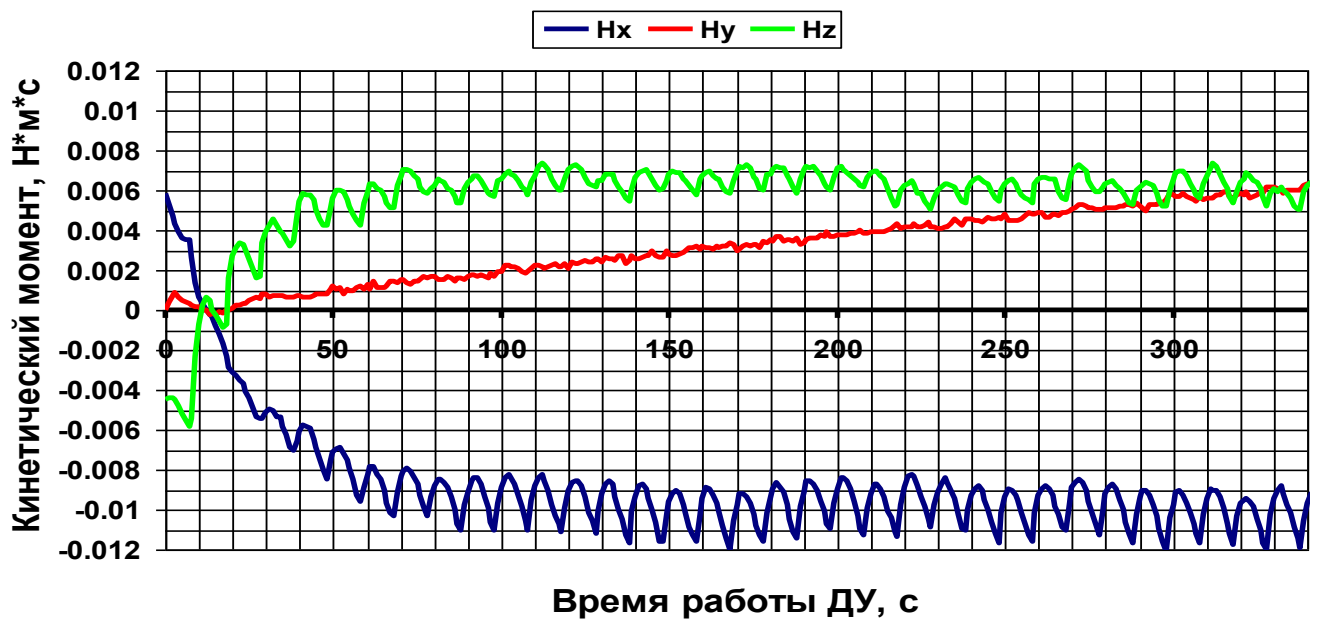


Рисунок 6. Изменение кинетического момента

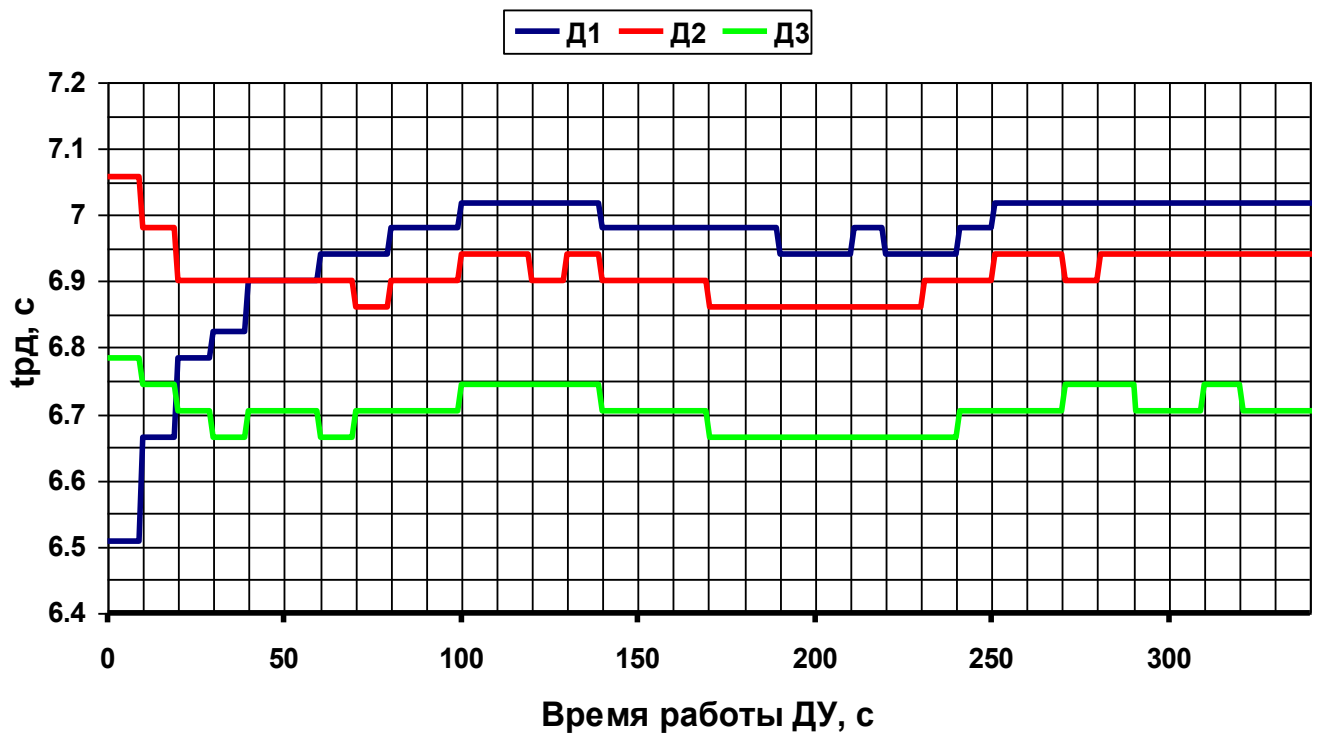


Рисунок 7. Изменение длительности работы двигателей

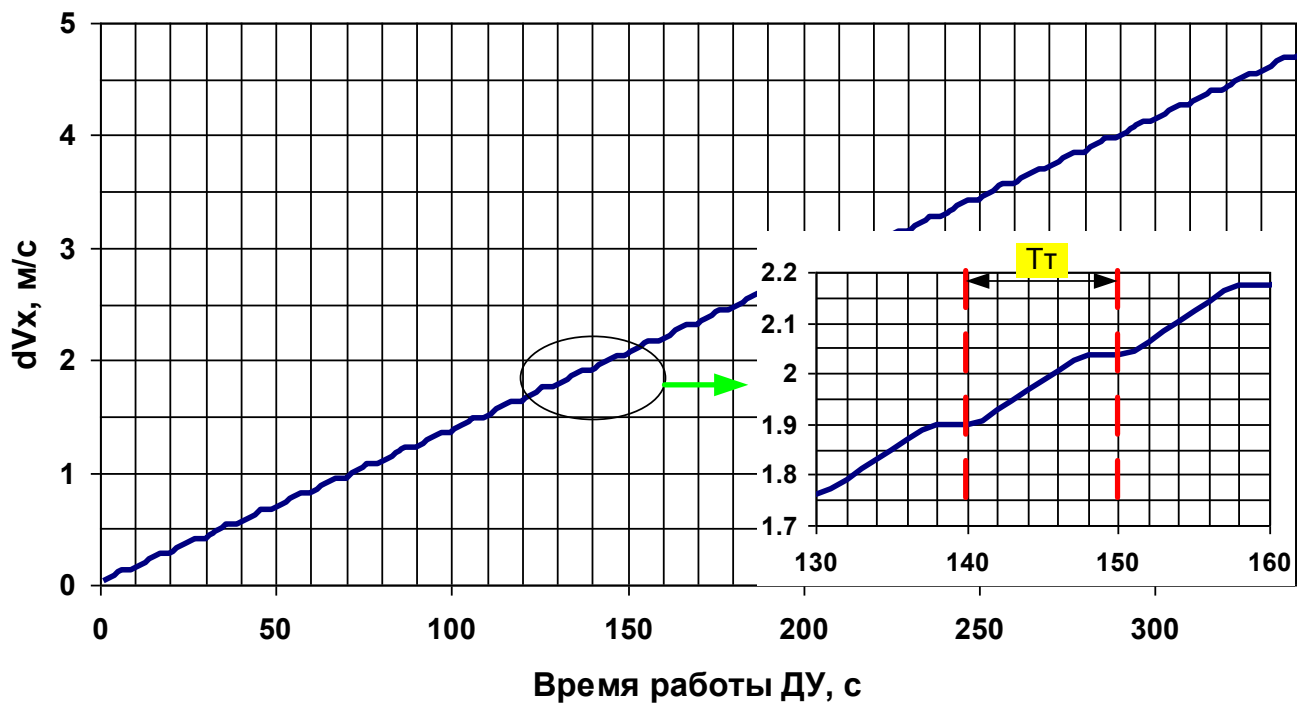


Рисунок 8. Приращение линейной скорости



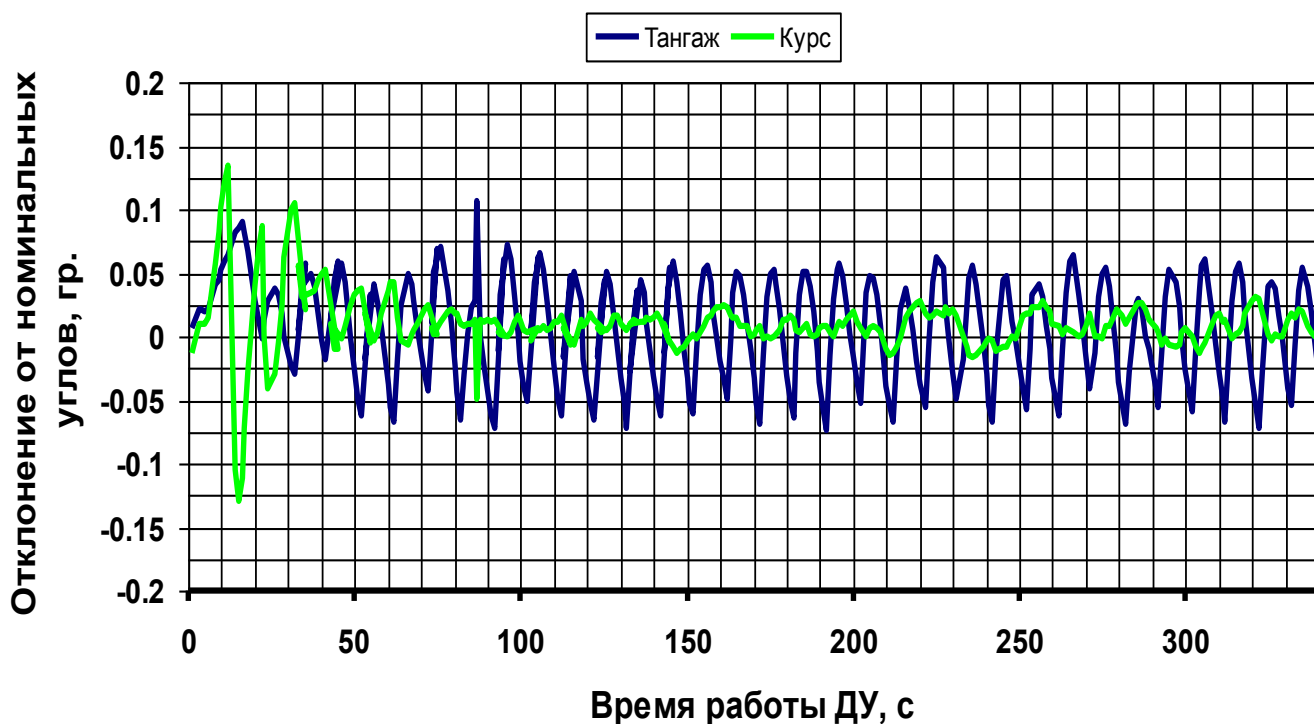


Рисунок 9. Ошибки ориентации КА при работе ДУ в РТР

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 незначительную амплитуду колебаний и стремятся к нулю после отключения всех двигателей.

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

Таблица 3. Точности реализации маневра

Параметр	Максимальное	Среднее
Отклонение от заданного среднего уровня тяги ДУ, Н (в % от расчетного значения)	0.0021 (0.28)	0.00026 (0.035)
Отклонение от заданного угла курса, гр.	0.135	0.0091
Отклонение от заданного угла тангажа, гр.	0.106	0.0065
Отклонение от расчетного приращения характеристической скорости, м/с (в %)	0.025 (0.54)	-

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

### **Управление ДУ в РТР при вращении вокруг центра масс КА**

В случае управления движением вокруг центра масс также рассматривается система уравнений, аналогичная (2). Однако здесь используется система из трех уравнений, определяющих зависимость средних значений тяг каждого двигателя ( $F_i$ ) от заданных моментов и средней тяги ДУ в текущем такте. Общий вид такой системы записывается следующим образом:

$$\begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{3 \cdot R} \begin{bmatrix} 0 & -2 & 1 \\ \sqrt{3} & 1 & 1 \\ -\sqrt{3} & 1 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} M_x \\ M_z \\ P_T \end{bmatrix} \quad (5)$$

где  $M_x$  и  $M_z$  управляющие моменты, которые необходимо создавать для разворота вокруг ЦМ КА или удержания требуемой ориентации.

В процессе управления движением вокруг центра масс помимо создания требуемых управляющих моментов необходимо обеспечить нулевой результирующий вектор средней тяги ( $P_T=0$ ), что минимизирует линейное перемещение КА в процессе разворота или удержания требуемой ориентации. В

результате, алгоритм управления выбирает не более трех из шести возможных двигателей, которые будут работать в текущем такте. Логика выбора заключается в следующем. Определяются значения средних требуемых тяг согласно уравнению (8). Если значение  $F_i$  положительно, то включается соответствующий номеру  $i$ -й двигатель из первой группы, если отрицательно, то симметричный двигатель из второй группы. Согласно компоновке ДУ, представленной на рис. 1, если двигатель Д4 создает такую же по величине среднюю тягу в такте, что и Д1, то знаки сил и моментов будут противоположными. Аналогичным образом имеем соответствие для двигателей Д2 и Д6, а также Д3 и Д5. В общем виде, указанная логика для расчета коэффициентов длительности работы каждого двигателя  $k_i$  формализуется следующим образом:

$$\begin{array}{l}
 \text{если } F_1 \geq 0 \text{ то} \\
 \text{если } F_2 \geq 0 \text{ то} \\
 \text{если } F_3 \geq 0 \text{ то}
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 \left[ \begin{array}{l} k_1 = \frac{F_1}{K_{p1} \cdot P_{D1}} \\ k_4 = 0 \end{array} \right. \\
 \left[ \begin{array}{l} k_2 = \frac{F_2}{K_{p2} \cdot P_{D2}} \\ k_6 = 0 \end{array} \right. \\
 \left[ \begin{array}{l} k_3 = \frac{F_3}{K_{p3} \cdot P_{D3}} \\ k_5 = 0 \end{array} \right.
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 \text{если } F_1 < 0 \text{ то} \\
 \text{если } F_2 < 0 \text{ то} \\
 \text{если } F_3 < 0 \text{ то}
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 \left[ \begin{array}{l} k_1 = 0 \\ k_4 = \frac{-F_1}{K_{p4} \cdot P_{D4}} \end{array} \right. \\
 \left[ \begin{array}{l} k_2 = 0 \\ k_6 = \frac{-F_2}{K_{p6} \cdot P_{D6}} \end{array} \right. \\
 \left[ \begin{array}{l} k_3 = 0 \\ k_5 = \frac{-F_3}{K_{p5} \cdot P_{D5}} \end{array} \right.
 \end{array}
 \quad (9)$$

При этом, учитывая разницу в поправочных коэффициентах и средних уровнях тяги для каждого двигателя в такте, значения коэффициентов длительности работы соответствующих двигателей будут, в общем случае, различными. Проверкой правильности работы алгоритма является обеспечение выполнения условия, что суммарная средняя тяга двигателей равна нулю:

$$F_1 + F_2 + F_3 = 0 \quad (10)$$

Таким образом, в зависимости от задаваемой величины  $P_T$ , алгоритм реализует следующие режимы управления ДУ, указанные в таблице 4.

Таблица 4. Режимы управления ДУ

Условие	Режим управления ДУ	Примечания
$P_T > 0$	Работа только первой группой двигателей (ГД1)	Выдача тормозного импульса
$P_T = 0$	Переориентация	Выполнение разворотов и удержания заданной ориентации
$P_T < 0$	Работа только второй группой двигателей (ГД2)	Выдача разгонного импульса

Унифицированная и компактная форма записи решений системы уравнений (8) удобна для использования в качестве бортового алгоритма и позволяет реализовать одновременно как режим управления ДУ для выдачи импульса при маневрировании, так и режим переориентации КА. Использование не более трех двигателей в каждом такте минимизирует энергетические затраты борта на процесс управления ДУ и обеспечивает эффективный расход топлива при решении поставленных задач.

В качестве иллюстрации работы алгоритма при управлении вращением вокруг центра масс рассмотрим задачу поддержания исходной ориентации, затем разворот на заданный угол ( $170^0$  вокруг оси  $X_{БСК}$ ) и удержания указанного направления в течение 6 минут. Принято, что изначально КА находится в орбитальной ориентации, когда ось  $+X_{БСК}$  направлена вверх вдоль радиус-вектора КА. Таким образом, имитируется разворот в плоскости местного горизонта по углу курса. Моделирование проводилось на прототипе бортовой вычислительной машины в реальном времени и учитывало фактические задержки прохождения и реализации команд на открытие и закрытие клапанов двигателей. Масса КА принята равной 54 кг, такт работы ДУ  $T_T=2$  с.

На рис. 10 показано изменение углов ориентации аппарата на всех трех участках (1 – поддержание исходной ориентации в течение 70 с, 2 – перестроение 70-240 с, 3 – удержание заданной ориентации 240-600 с). Здесь же приведен укрупненный график по точности удержания заданной ориентации. Видно, что величина отклонений не превышает  $0.4^\circ$ .

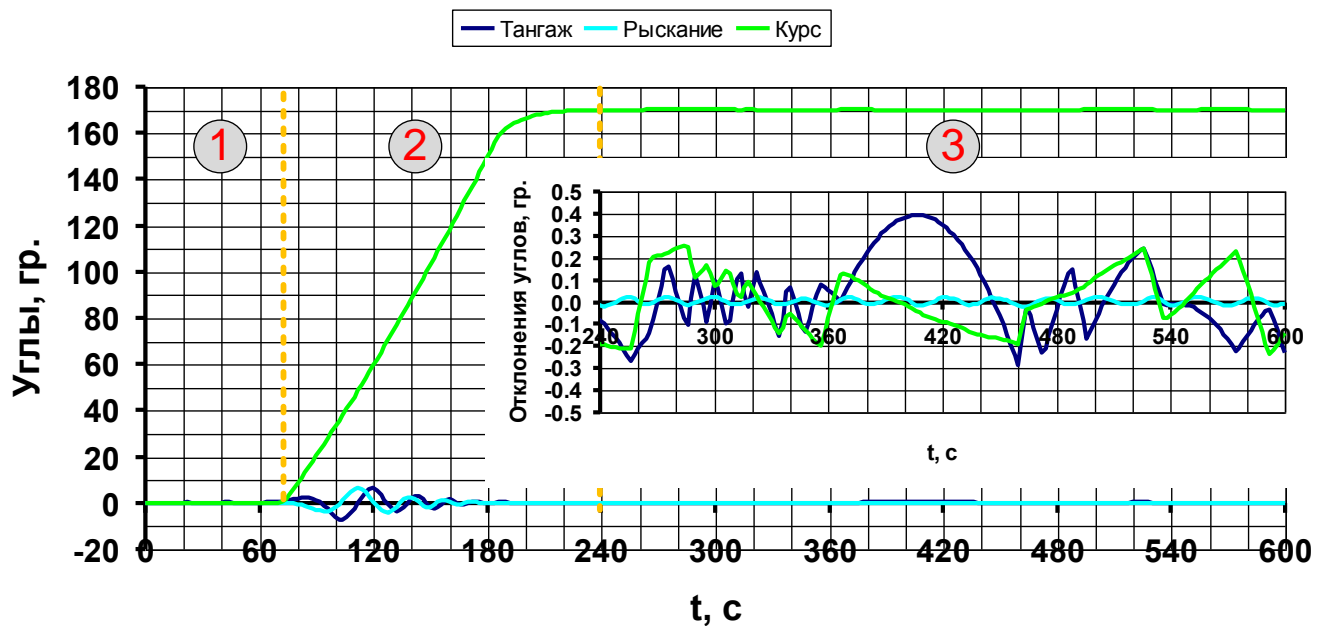


Рисунок 10. Углы ориентации КА

На рис. 11 приведен характер изменения суммарной средней тяги каждой из групп двигателей.

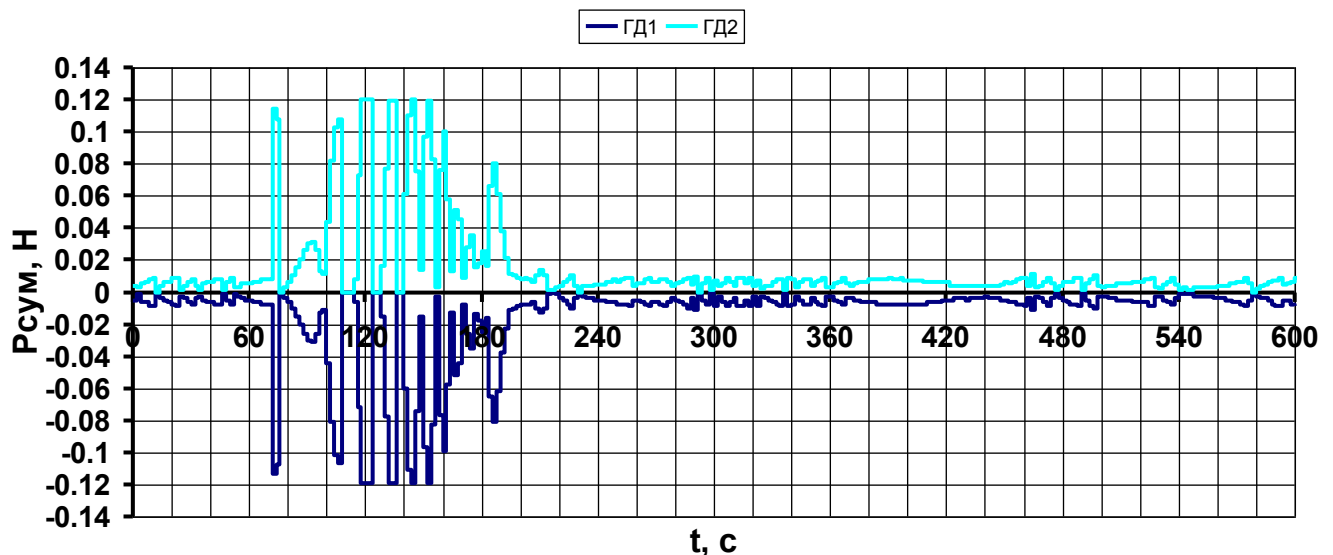


Рисунок 11. Суммарная средняя тяга каждой из групп двигателей

Ниже, на рис. 12 и 13 показана длительность работы каждого двигателя в рабочем такте.

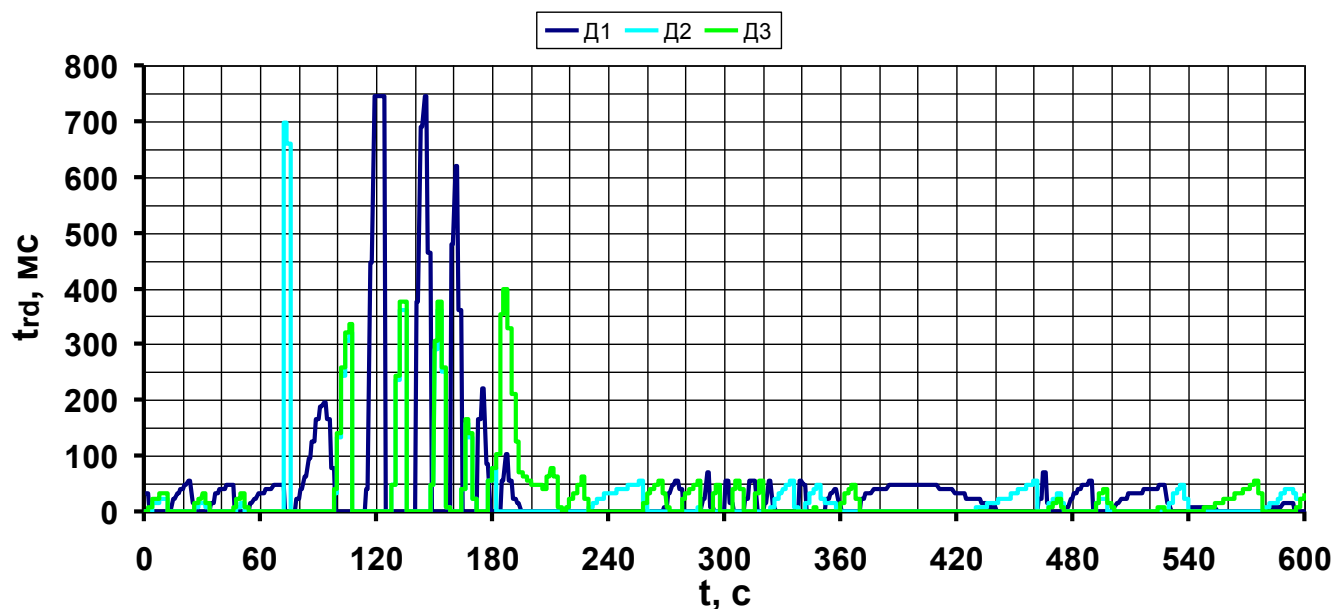


Рисунок 12. Длительность работы в такте двигателей первой группы

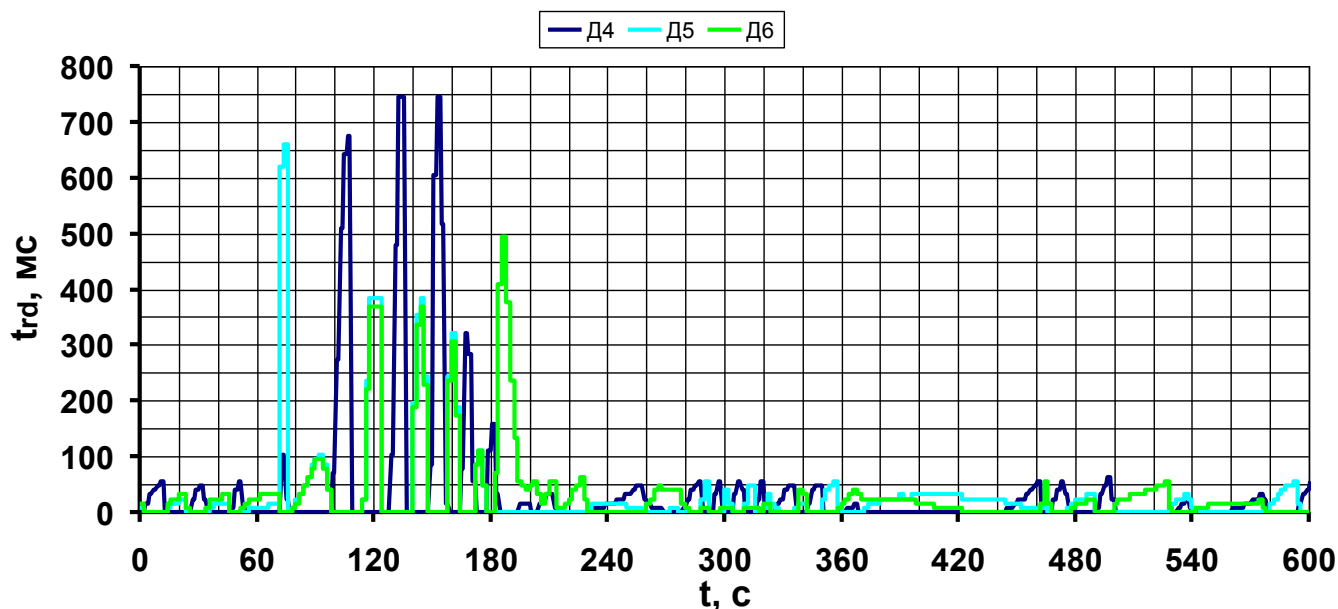


Рисунок 13. Длительность работы в такте двигателей второй группы

Существенным преимуществом рассматриваемой компоновки и схемы управления ДУ является возможность проведения высокодинамичных разворотов, а

также парирование накопления кинетического момента аппарата по всем осям БСК. Поскольку двигатели создают прямое управление по осям  $X_{\text{БСК}}$  и  $Z_{\text{БСК}}$ , а ориентация аппарата колеблется вокруг заданного направления, то кинетический момент также изменяется и его накопления по указанным осям не происходит. По этой же причине не накапливается кинетический момент и по оси  $Y_{\text{БСК}}$ , который изменяется за счет гироскопического эффекта при управлении по двум другим ортогональным осям. Характер изменения кинетического момента по оси  $Y_{\text{БСК}}$  представлен на рис. 14.

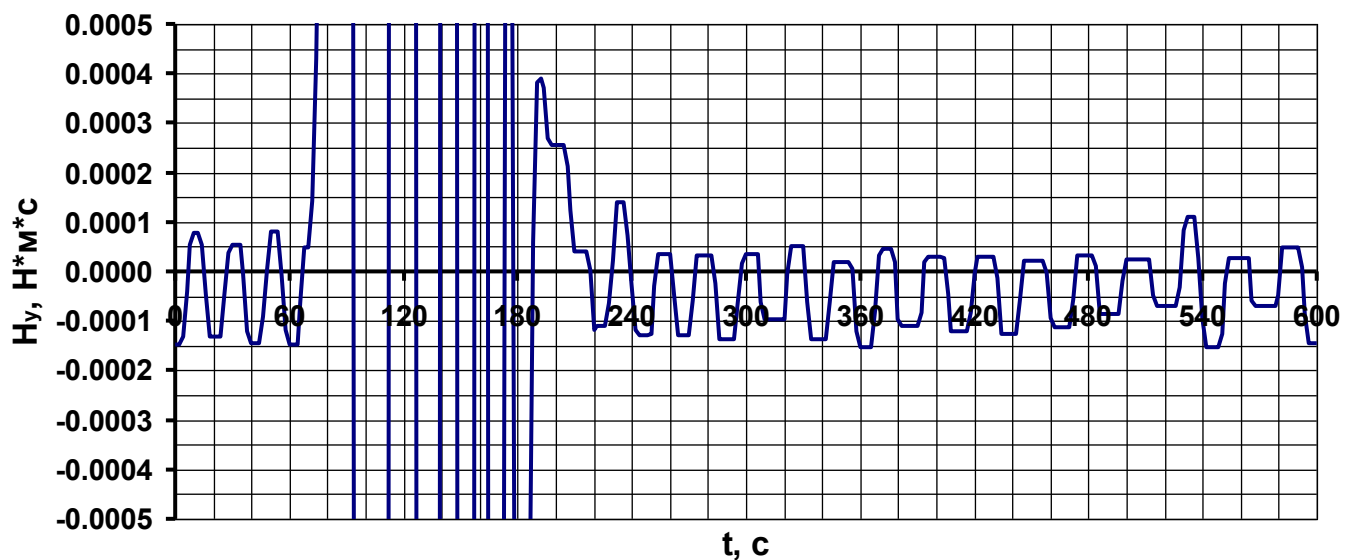


Рисунок 14. Изменение кинетического момента по оси  $Y_{\text{БСК}}$

Здесь также как и на предыдущих графиках, на участке программного разворота кинетический момент возрастает до  $0.03 \text{ Н*м*с}$ , а потом компенсируется и удерживается в окрестности нулевых значений.

На рис. 15 показан характер приращения суммарной линейной скорости КА. Наличие ненулевых значений обусловлено проведением моделирования в реальном времени с учетом фактических задержек прохождения и исполнения команд по

управлению клапанами двигателей, а также отличиями по времени закрытия клапанов двигателей.

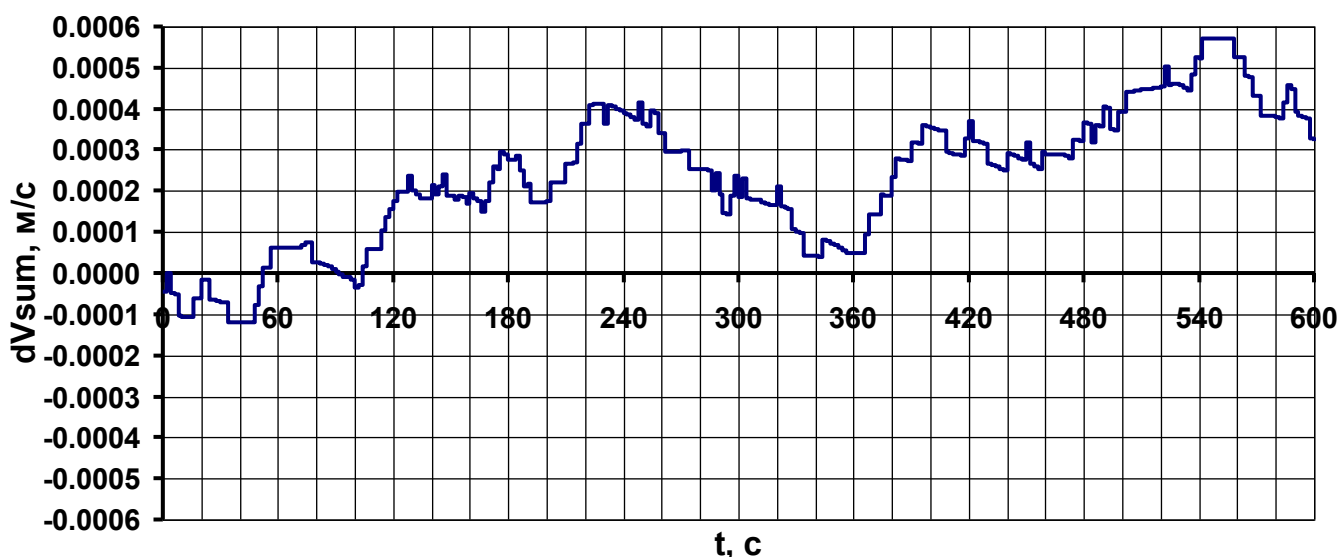


Рисунок 15. Суммарная линейная скорости КА

В таблице 5 представлены обобщенные данные по работе первой и второй ГД (приращение скорости ( $\Delta V_x$ ), максимальная ( $\max(P_{ГД})$ ) и средняя ( $sr(P_{ГД})$ ) тяга в такте), а также по отдельным двигателям (количество открытий клапанов ( $N_K$ ), суммарная ( $\sum t_{rди}$ ), максимальная ( $\max(t_{rди})$ ) и средняя ( $sr(t_{rди})$ ) длительность открытия клапана двигателя). Расход топлива на указанные операции не превысил 8 г.

Таблица 5. Данные по работе двигателей при переориентации и удержании

группы	$\Delta V_x$ , м/с	$\max(P_{ГД})$ , Н	$sr(P_{ГД})$ , Н	Двиг.	$N_K$	$\sum t_{rди}$ , мс	$\max(t_{rди})$ , мс	$sr(t_{rди})$ , мс
ГД1	0.15967	0.11947	0.01432	Д1	148	12078	745	40
				Д2	102	6917	698	23
				Д3	110	7741	400	26
ГД2	0.15999	0.12004	0.01435	Д4	121	10078	745	33
				Д5	149	8007	659	27
				Д6	170	8956	494	30



При этом приращение суммарной линейной скорости КА составило порядка  $3.22 \cdot 10^{-4}$  м/с, что составляет около 0.2 % от импульса характеристической скорости, выданной любой из групп двигателей.

С учетом выбранного такта 2 с, среднее ускорение от работы двигателей находилось на уровне  $1.6 \cdot 10^{-4}$  м/с<sup>2</sup>, а средняя длительность его действия порядка 30 мс. При этом на участке переориентации длительность открытия клапанов двигателей не превышает 750 мс. Указанные значения ускорения находятся на уровне точностей определения для современных акселерометров. Это свидетельствует о том, что их применение, в задаче переориентации КА, для определения приращений линейной скорости и моментов закрытия клапанов двигателей будет иметь низкую точность. Именно поэтому разработка и использование уточненной математической модели работы двигателей в РТР, а также проведение для этого подробных огневых испытаний является приоритетным направлением для обеспечения высокой точности управления ДУ.

В результате, рассмотренный алгоритм управления ДУ обеспечивает переориентацию, наведение и удержание выбранной оси КА в заданном направлении при минимизации линейного приращения скорости вследствие работы двигателей, а также парирование накопления кинетического момента по всем осям.

### **Заключение**

Рассмотренный алгоритм управления ДУ в РТР позволяет эффективно решать задачи перемещения центра масс КА и управляемого вращения вокруг него. Применение РТР и уточненной математической модели работы двигателей

существенно повышает точность выдачи импульса. Использование двух групп двигателей с противоположным направлением результирующих векторов тяги дает возможность осуществлять наведение и удержание выбранной оси КА в заданном направлении длительное время. При этом разработанный алгоритм управления минимизирует суммарное линейное перемещение КА вследствие работы двигателей. Кроме того, алгоритм позволяет парировать накопление кинетического момента по двум осям, перпендикулярным результирующему вектору тяги ДУ при перемещении ЦМ, и по всем трем осям при переориентации и удержании заданного направления выбранной оси КА.

### **Библиографический список**

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. 58 - 67.
2. Платонов В.Н. О возможности длительного поддержания ориентации геостационарного спутника без использования датчиков внешней информации и инерциальных датчиков // Космические исследования. 2009. Т.47. №3. С. 263 - 270.
3. Бранец В.Н., Земсков Е.Ф., Ковтун В.С., Платонов В.Н., Шестаков А.В. Способ управления космическим аппаратом, снабженным реактивными двигателями с направленными под углом к осям связанного базиса и смещенными относительно

центра масс аппарата линиями действия тяг, система для реализации способа, блок реактивных двигателей системы. Патент РФ № 2124461. Бюлл. № 1, 10.01.1999.

4. Ходненко В.П., Хромов А.В. Корректирующие двигательные установки для малого космического аппарата // Вопросы электромеханики. Труды 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 полёта космического аппарата «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» // Вестник 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 // Известия Томского политехнического университета. 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 // Вестник 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 // Космические исследования. 2012. Т. 50. № 5. С. 403 - 418.

10. Michael A. Paluszek, George E. Piper, Jr. Spacecraft Attitude And Velocity Control System. Patent US5130931A Grant, United States assignee – General Electric Company, US07552638 Expired – Lifetime, 1990.07.13. Inventor.

11. Улыбышев С.Ю. Математическая модель для режима тактовой работы жидкостного ракетного двигателя космического аппарата // XLI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти С.П. Королева. Сборник тезисов конференции, (Москва, 24-27 января 2017). -М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 408 - 409.

12. Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Управление многосопловой двигательной установкой космического аппарата с ограничением накопления кинетического момента // Научно-техническая конференция «Инновационные автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований. Актуальные вопросы создания служебных и научных систем» Сборник трудов. (Анапа, 06-11 сентября 2015). – Химки, «НПО им. С.А. Лавочкина», 2015. С. 316 - 322.

13. Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Алгоритм управления многосопловой двигательной установкой космического аппарата с ограничением накопления кинетического момента // XL Всероссийские академические чтения по космонавтике. Тезисы докладов. (Москва, 26-29 января 2016). - М.: МГТУ имени Н.Э. Баумана, С. 355 - 356.

14. Гавриленко Т.С., Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Способ управления космическим аппаратом, снабженным многосопловой двигательной установкой / Патент РФ № 2610793. Бюлл. № 5, 15.02.2017.

15. Сирант А.Л., Титов Б.А. Исследование динамики космического аппарата с системой ориентации на базе двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник СГАУ, 2007. № 1 (12). С. 98 - 105.
16. Бранец В.Н., Ковтун В.С., Платонов В.Н., Шестаков А.В. Способ управления космическим аппаратом с помощью реактивных исполнительных органов и система для его реализации. Патент РФ № 2112716. Бюлл. № 16, 13.05.1997
17. Егорычев В.С., Сулинов А.В. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики. – Самара: Изд-во СГАУ, 2014. – 128 с.
18. Богачева Д.Ю., Боровкин И.Н. Математические модели для расчета соотношения компонентов топлива в пристеночном слое камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги // Труды МАИ. 2014. № 73. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=48483>
19. Беляев Е.Н., Воробьев А.Г., Гнесин Е.М. Разработка нелинейной математической модели жидкостного ракетного двигателя, работающего на стационарном режиме // Труды МАИ. 2014. № 73. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=48537>
20. Глушков А.В., Улыбышев С.Ю., Гавриленко Т.С. Блок реактивных двигателей космического аппарата. Патент РФ № 170380. Бюлл. № 12, 24.04.2017.
21. Гавриленко Т.С., Глушков А.В., Городилов Ю.В., Улыбышев С.Ю., Храмов С.М. Способ огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей. Патент РФ № 2659411. Бюлл. № 19, 02.07.2018 – 11 с.
22. Мурашко В.М., Козубский К.Н., Вертаков Н.М., Корякин А.И. О научно-техническом сотрудничестве НПО имени С.А. Лавочкина и ОКБ «Факел». К 50-

летнему юбилею космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник  
НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. №3 (29). С. 32 - 36.