

На правах рукописи

Сирант Алексей Леонидович

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НЕИДЕАЛЬНОСТЕЙ РАБОЧЕГО
ИМПУЛЬСА ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
МАЛОЙ ТЯГИ НА ДИНАМИКУ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА**

**Специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление
движением летательных аппаратов**

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук

Самара 2008

Работа выполнена на кафедре организации и управления перевозками на транспорте государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва» (СГАУ).

Научный руководитель:	доктор технических наук, профессор Титов Борис Александрович
Официальные оппоненты:	доктор технических наук, профессор Ишков Сергей Алексеевич доктор технических наук, профессор Горелов Юрий Николаевич
Ведущее предприятие:	Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно- производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс» (г. Самара)

Защита состоится 7 ноября 2008 г. в 10-00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.215.04 при ГОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва» по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва».

Автореферат разослан 3 октября 2008 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.215.04
кандидат технических наук, доцент

А. Г. Прохоров

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Разработка малых космических аппаратов (МКА), т.е. массой до 1000 кг (по классификации NASA), требует применения таких управляющих воздействий (как в движении центра масс, так и в движении относительно центра масс), которые бы обеспечивали аппарату требуемое качество переходных процессов в каналах управления. Это значит, что уровень развиваемых управляющих ускорений должен быть того же порядка, что и в случае больших космических аппаратов (КА), для которых эта задача является успешно решенной. Выдерживание этого параметра для МКА требует существенного снижения уровня тяги применяемых жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ), поскольку значительное уменьшение моментов инерции МКА относительно осей ориентации требует применения гораздо меньших управляющих моментов.

Отсюда возникает проблема создания на борту МКА малых и сверхмалых управляющих тяг, которые становятся подверженными влиянию целого ряда неидеальностей работы двигателей на импульсных режимах с минимальной длительностью импульса.

Таким образом, реализация высокоточных (прецизионных) режимов поддержания ориентации МКА напрямую зависит от возможности ЖРД МТ генерировать высокоточные тяговые импульсы минимальной величины.

В указанной связи исследование влияния рабочего импульса ЖРД МТ на динамику МКА становится актуальной научно-технической задачей.

Целью диссертационной работы является параметрический анализ влияния на точностные и расходные характеристики режима поддержания заданной ориентации МКА неидеальностей рабочего импульса ЖРД МТ.

Для достижения сформулированной цели в работе решаются следующие **задачи**:

1. Построение уточненной математической модели тягового импульса ЖРД МТ путем учёта временных запаздываний при запуске и останове двигателя, импульса выхода на режим и импульса последействия тяги, влияющих на динамику полета МКА.
2. Разработка компьютерной модели одноканальной системы ориентации МКА с ЖРД МТ в контуре управления как инструментальной основы исследования динамики аппарата и эффективности его двигательной установки.
3. Анализ влияния временных запаздываний при запуске и останове двигателя, импульсов выхода на режим и последействия тяги на динамические характеристики режима поддержания ориентации МКА.
4. Оценка влияния разбросов параметров тягового импульса ЖРД МТ на точностные и расходные характеристики режима поддержания заданной ориентации МКА.

Научная новизна работы:

1. Разработана математическая модель тягового импульса ЖРД МТ, учитывающая наличие временных запаздываний при запуске и останове, импульса выхода на режим и импульса последействия тяги.
2. Созданы инструментальные средства исследования различных режимов ориентации МКА, включающие в себя компьютерную модель собственно системы ориентации, модель двигателя и модель внешних воздействий.
3. Получены оценки параметров предельных циклов при различных законах изменения внешних возмущающих воздействий и при различных значениях параметров импульсного режима ЖРД МТ, показывающие влияние неидеальностей функционирования двигателя на режиме поддержания заданной ориентации МКА.

4. Выявлена степень влияния основных неидеальностей тягового импульса ЖРД МТ на динамику МКА с учетом его инерционно-массовых характеристик, в том числе с участками скользящих режимов.

5. Построены области рационального применения ЖРД МТ в системе ориентации МКА.

6. Оценена чувствительность предельного цикла системы ориентации МКА с ЖРД МТ к разбросу параметров тягового импульса.

Практическая ценность работы:

1. Тема диссертации соответствует потребности в исследованиях данного характера, обусловленной, в частности, предстоящей разработкой серии МКА специального назначения в ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» (г. Самара).

2. Полученные в диссертации результаты позволяют осуществить оценку альтернативных проектных решений по МКА для выбора наиболее рационального решения.

3. Разработанные инструментальные средства моделирования позволяют рассчитывать любые режимы ориентации КА с учетом функционирования произвольного набора двигателей ориентации на базе ЖРД МТ.

4. Определены зависимости степени влияния неидеальностей тягового импульса ЖРД МТ на динамику МКА, что позволяет при проектировании заранее учитывать степень этого влияния.

Положения, выносимые на защиту:

1. Уточненная математическая модель тягового импульса ЖРД МТ, учитывающая влияние основных термодинамических неидеальностей на точностные и расходные характеристики режима поддержания заданной ориентации.

2. Области рационального использования на МКА двигательных установок на базе ЖРД МТ.

3. Оценка чувствительности предельного цикла системы ориентации МКА с ЖРД МТ к разбросу параметров тягового импульса.

Апробация работы. Основные научные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на научных семинарах Центра космической энергетики СГАУ, кафедры динамики полета и систем управления СГАУ, кафедры высшей математики и прикладной информатики СГТУ и на XIII Всероссийском семинаре по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Основные теоретические положения, разработки и рекомендации, полученные в ходе выполнения работы, внедрены в практику проектирования в Центре космической энергетики и реализованы в учебном процессе Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва.

Публикации по теме диссертации. Материалы, отражающие основное содержание диссертационной работы, опубликованы в 5 работах, в том числе одна работа опубликована в журнале, рекомендованном ВАК.

Структура и объем работы: диссертация состоит из введения, четырех глав, выводов по работе, списка литературы из 51 наименования, двух приложений. Работа содержит 153 страницы печатного текста, 87 рисунков и 11 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы, сформулированы цель и задачи исследования, изложены научная новизна и практическая ценность, сформулированы основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе рассматриваются особенности управления движением МКА.

Задачи исследования динамических свойств и выявления оптимальных параметров систем управления МКА являются в настоящее время одними из приоритетных задач в плане дальнейшего развития космической техники.

Поэтому основная проблема при разработке двигательной установки для МКА будет состоять в обеспечении тех параметров технологичности, которые достигнуты при разработке систем управления для КА среднего и большого классов.

Здесь можно выделить следующие основные проблемные направления в технологии создания МКА:

- сохранение достигнутых в классе больших (масса более 1000 кг) КА предельных соотношений между основными характеристиками собственно платформы и полезной нагрузки, например, отношение массы полезной нагрузки к полной массе КА порядка $\frac{m_{п.н}}{m_{КА}} = 25...30\%$; отношение потребляемой мощности бортового приборного комплекса $N_{п.к.}$

к мощности системы энергоснабжения $N_{с.э.с.}$: $\frac{N_{п.к.}}{N_{с.э.с.}} = 70...75\%$;

- сохранение достигнутых в классе больших КА тактико-технических характеристик платформы спутника, прежде всего по таким параметрам, как точность угловой ориентации и стабилизации, коррекции орбиты и др.;

- сохранение достигнутых в классе больших КА сроков активного существования.

Кроме того, эксплуатация МКА в том же диапазоне орбит, что и больших КА, требует генерации (выработки) на борту аппарата сверхмалых импульсов тяги, обладающих как сверхмалой длительностью (порядка нескольких десятков миллисекунд), так и сверхмалым (для систем на ЖРД МТ) уровнем развиваемой тяги R (рисунок 1).

Вторая глава диссертации посвящена методике расчета потребных значений тяг ЖРД МТ и запасов топлива двигательной установки для управления движением МКА относительно центра масс.

В результате предварительного анализа решаемых системой управления (СУ) задач сформулирован следующий перечень частных показателей эффективности функционирования СУ (на рассматриваемом уровне исследований они используются и для оценки эффективности двигательной установки):

- время переориентации КА ($T_{пер}$);
- точность ориентации связанных осей КА по углам ($\delta\varphi$) и стабилизации угловых скоростей ($\delta\omega$) по каналам управления;
- суммарная масса двигательной установки ($m_{ДУ}$);
- масса расходуемого рабочего тела (m_T).

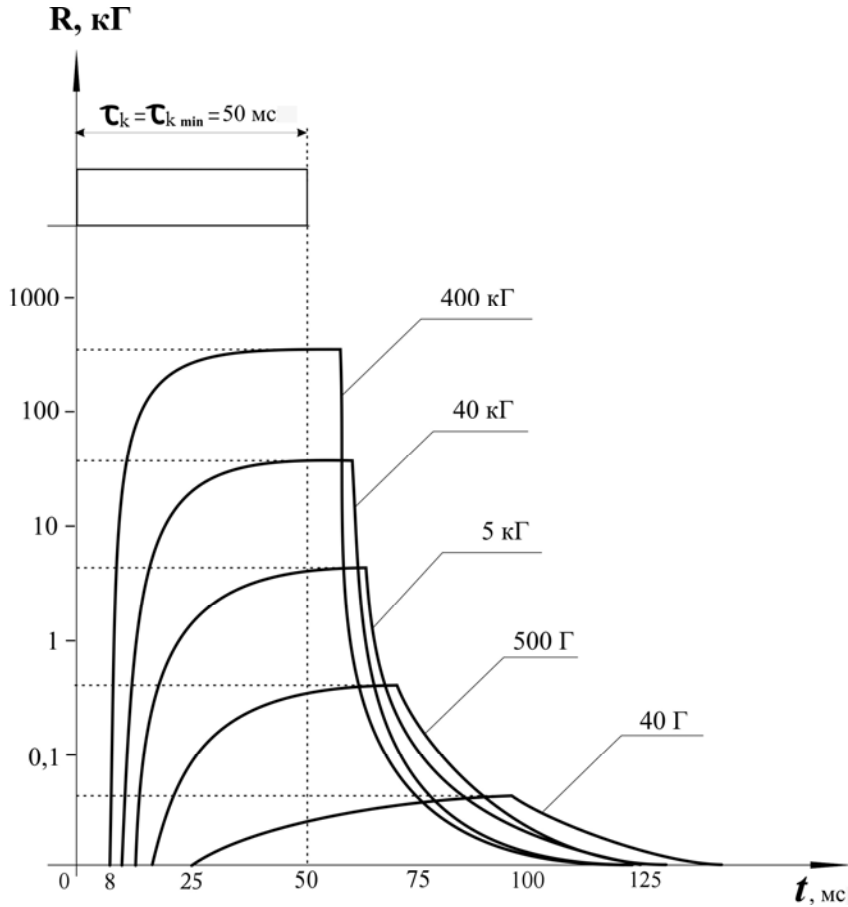


Рисунок 1 – Изменение характера тягового импульса в зависимости от уровня развиваемой тяги R по времени t .

К основным параметрам, определяющим свойства двигательной установки (ДУ) как элемента СУ, обеспечивающего требуемый характер управляемого движения КА относительно центра масс на всех участках полета, следует отнести: располагаемую тягу одного двигателя ЖРД МТ (R_i); располагаемый суммарный импульс (I_{Σ}); удельный импульс (I_y); запаздывание реакции ЖРД МТ на отслеживание управляющего сигнала при включении ($\tau_{\text{зап.вкл.}}$) и выключении ($\tau_{\text{зап.выкл.}}$) двигателя; максимальная требуемая мощность бортового источника электрической энергии (N_{max}); общее количество потребляемой двигательной установки энергии (E_{Σ}); максимальное возможное число включений ЖРД МТ (n_{max}); максимальная частота включения ЖРД МТ (f_{max}); максимальное время работы в непрерывном режиме ($\tau_{\text{н.р. max}}$); максимально возможный импульс последствия ($I_{\text{пд max}}$); минимально возможная величина импульса ЖРД МТ (I_{min}); вид пусковой характеристики ($R(t)$).

К расчетным режимам работы системы управления МКА, можно отнести:

- переориентацию;
- стабилизацию;
- компенсацию действующих на МКА возмущений;

– отслеживание заданного направления на навигационный или иной ориентир.

Характер управляемого движения МКА с учетом функционирования элементов двигательной установки в общем виде описывается системой существенно нелинейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами.

Для первой (грубой) оценки величин рассматриваемых параметров решения получены при следующих допущениях:

- так как в силу особенностей работы ЖРД МТ управление по каналам в реальных системах практически развязано, т.е. осуществляется принцип поочередного управления по каналам, то можно пренебречь взаимным влиянием каналов управления;
- возмущения отсутствуют;
- динамические характеристики импульса тяги ЖРД МТ не учитываются, считается, что двигатель работает как релейный элемент, вырабатывая идеальный П-образный импульс.

С учетом указанных допущений математическая модель управляемого движения по любому каналу управления будет иметь вид

$$\frac{d\varphi_i}{dt} = \omega_i; \quad \frac{d\omega_i}{dt} = u_i \frac{M_i}{J_i}, \quad (1)$$

где $i = x, y, z$ - индекс канала управления; $M_i = R_i l_i$ - управляющий момент по i -му каналу; J_i - главный центральный момент инерции тела относительно i -ой оси управления; u_i - управляющий сигнал для ЖРД МТ, l_i - плечо приложения тяги R_i .

Ввиду особенностей характера работы реальных ЖРД МТ (при отсутствии регулирования модуля тяги) сигнал u_i может принимать значения

$$u_i = \begin{cases} +1, & \text{если } u_i \geq 1, \\ 0, & \text{если } -1 \leq u_i < 1, \\ -1, & \text{если } u_i \leq -1. \end{cases} \quad (2)$$

Введем обозначение $a_i = \frac{M_i}{J_i}$ и будем считать, что параметр a_i , являющийся ускорением, в процессе исследования является искомым. Будем считать, что l_i и J_i заданы, т.е. известны параметры КА и характер размещения ЖРД МТ на борту аппарата, тогда требуемое значение тяги ЖРД МТ в i -м канале управления может быть определено как

$$R_i = a_i J_i / l_i. \quad (3)$$

Суммарный импульс тяги и максимальная частота включения определяются соотношениями:

$$I_{\Sigma} = \sum_{i=1}^3 R_i t_{\Sigma i}, \quad (4)$$

$$f_{i \max} = \frac{1}{\min(t_{n+1} - t_n)_i}, \quad (5)$$

где $t_{\Sigma i}$ - суммарное время работы двигателя в i -м канале управления; t_n , t_{n+1} - текущее время процесса, соответствующее n -му и $(n+1)$ -му включению ЖРД МТ в i -м канале управления; n - порядковый номер включения ЖРД МТ в i -м канале управления. Отметим, что для определения величин основных параметров двигательной установки достаточно знать требуемое значение ускорения и циклограмму работы ЖРД МТ.

Третья глава диссертации посвящена формированию математической модели системы ориентации космического аппарата с учетом нелинейных свойств тяговой характеристики ЖРД МТ.

Для моделирования процесса функционирования жидкостного ракетного двигателя малой тяги в системе ориентации КА и выявления влияния особенностей его тягового

импульса на динамику аппарата вполне достаточно рассмотреть одноканальную систему ориентации. В этом случае дифференциальное уравнение угловых движений аппарата запишется в виде

$$\frac{d^2\varphi(t)}{dt^2} = -m_y + m_g, \quad (6)$$

где $m_y = M_y/J_x$, $m_g = M_g/J_x$, M_g – возмущающий внешний момент; $M_y = R \cdot l$ – управляющий момент; R – тяга ракетного двигателя; l – плечо установки двигателя на борту аппарата; J_x – момент инерции аппарата относительно рассматриваемой связанной оси x .

В соответствии с переходной характеристикой аperiodического звена первого порядка изменение тяги по времени в реальном импульсе ЖРД МТ на участках импульса выхода на режим (ИВР) и импульса последействия тяги (ИПТ) с достаточной для практики точностью можно описать с помощью следующих соотношений:

$$\left. \begin{aligned} R_{\dot{\epsilon}AD} &= R_{\dot{\epsilon}i} [1 - \exp(-t/T_1)] \\ R_{\dot{\epsilon}iO} &= R_{\dot{\epsilon}i} \exp(-t/T_2) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

где t – текущее время нарастания или спада тяги с момента начала изменения тяги, T_1 – постоянная времени двигателя при пуске (постоянная времени импульса выхода на режим); T_2 – постоянная времени двигателя при останове (постоянная времени импульса последействия тяги); $R_{НОМ}$ – номинальные значения тяги на «площадке» импульса.

Необходимо отметить, что величина $R_{НОМ}$ в данной модели импульса остается фиксированной, хотя в реальных условиях эксплуатации двигателя она в значительной степени зависит от температуры таким образом, что для первого включения двигателя $R_{НОМ}$ всегда меньше по модулю, нежели для последующих импульсов тяги, когда камера сгорания прогревается, и двигатель выходит на установившееся значение тяги.

Величины T_1 и T_2 определяются проекциями касательных к кривой изменения тяги на линию установившегося значения тяги $R_{НОМ}$. Имея экспериментальные кривые изменения тяги $R(t)$ или давления в камере сгорания $p(t)$, можно определить величины T_1 и T_2 графически (рисунок 2). Постоянные времени характеризуют нарастание тяги на участке ИВР и спад тяги на участке ИПТ. Их величины, как известно, зависят от величины заклапанного объема двигателя и площади критического сечения сопла.

Длительность самих участков ИВР и ИПТ определяется из соотношения $\tau_{перех} \cong 3T$, что на основании (7) соответствует при пуске двигателя выходу на режим тяги, равной 95% от номинала, а при останове двигателя – уменьшению тяги до 5% от номинала. Эти значения тяг можно использовать как границы для определения неуправляемых участков импульса при данной его схематизации.

Как следует из рисунка 2, реальный импульс тяги сдвинут по отношению к командному сигналу, снимаемому с трехпозиционного поляризованного реле. При этом длительности $3T_1$ и $3T_2$ характеризуют неуправляемые участки импульса, которые оказывают негативное влияние на процессы ориентации и стабилизации космического аппарата.

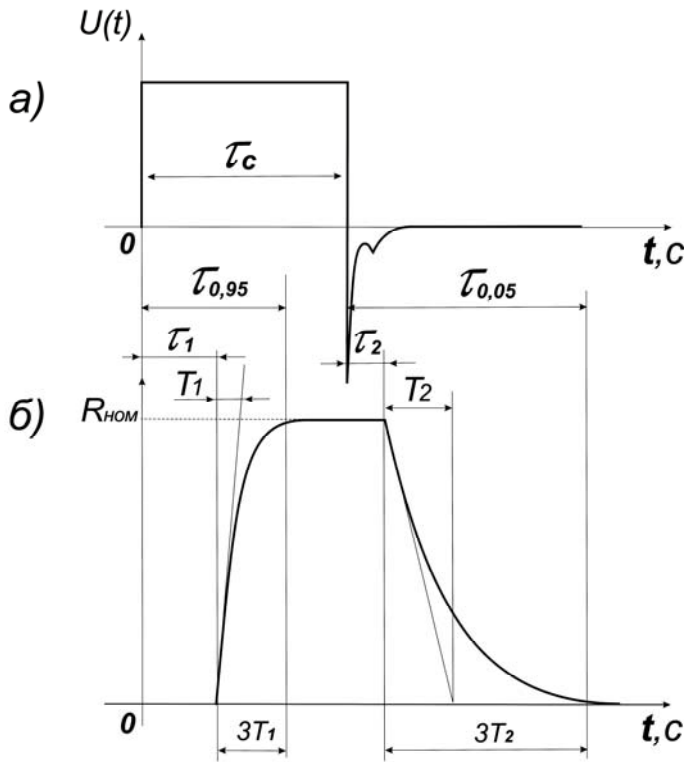


Рисунок 2 – Командный сигнал (а) и импульс тяги ЖРД МТ (б):

а) τ_c - длительность командного сигнала; б) τ_1, τ_2 - длительности суммарного запаздывания тяги двигателя при пуске и останове соответственно; T_1, T_2 – постоянные времени процессов нарастания и спада тяги; $\tau_{0,95}$ - суммарная длительность нарастания тяги двигателя до 95% от номинала; $\tau_{0,05}$ - суммарная длительность спада тяги до 5% от номинала.

Времена τ_1 и τ_2 , характеризующие указанный сдвиг, являются длительностью чистого запаздывания клапана соответственно при его открытии и закрытии. Длительность τ_1 соответствует времени с момента подачи электрической команды на включение двигателя до момента трогания якоря и определяется из уравнения изменения тока в обмотке электромагнитного привода клапана.

Компьютерная модель системы ориентации КА с ЖРД МТ в контуре управления реализована с помощью программного комплекса MVТУ (моделирование в технических устройствах), который представляет собой современную программную среду, применяемую для детального исследования и анализа нестационарных процессов в системах автоматического управления, в следящих приводах и роботах, в любых технических системах, описание динамики которых может быть реализовано методами структурного моделирования.

Далее представим полную структурную схему системы ориентации с учетом блоков ИВР и ИПТ (рисунок 3). Эта схема требует определенных пояснений. В среде

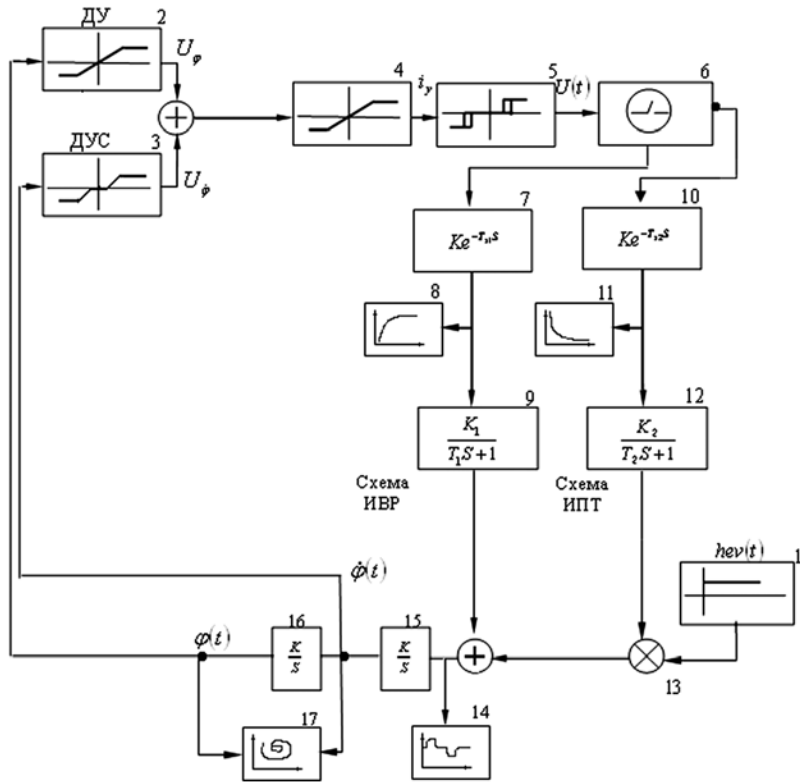


Рисунок 3 – Структурная схема системы ориентации космического аппарата по одному каналу управления с учетом ИВР и ИПТ реального тягового импульса двигателей и с учетом временного запаздывания при запуске и останове (схема представлена в стандартных обозначениях среды MVTU).

MVTU эта схема преобразуется в соответствующую систему блоков, заданных своими передаточными функциями. На представленной схеме блок 1, генерирующий единичную ступенчатую функцию Хевисайда, используется как запускающий схему блок при проведении численного интегрирования и получения переходных процессов и фазовых портретов, таким образом, данный блок носит служебную функцию, блоки 2 и 3 имитируют измерительную систему – датчик угла и датчик угловой скорости. Блоки 4 и 5 имитируют электронный усилитель и трехпозиционное реле. Блок 6 является ключом, позволяющим запускать либо схему ИПТ, либо схему ИВР в зависимости от фронта нарастающего или убывающего сигнала $U(t)$, снимаемого с блока 5. Блоки с обозначением «+» представляют собой обыкновенные алгебраические сумматоры, а блок 13 является блоком, реализующим произведение двух переменных. Блоки 7 и 10 реализуют запаздывание в системе ориентации, блоки 9 и 12 формируют импульсы выхода на режим и последствия тяги согласно (7), динамика космического аппарата по одному каналу управления моделируется блоками 15 и 16 (блоки-интеграторы), причем в блоке 15 при его настройке учитываются начальные условия движения в системе ориентации, то есть $\varphi(0) \neq 0$. Блок 17 позволяет формировать фазовый портрет системы в координатах $\{\varphi(t), \dot{\varphi}(t)\}$ и выводить его на экран монитора или на печать.

Компьютерная модель системы ориентации КА позволяет исследовать влияние различных факторов, связанных с неидеальностью тяговой характеристики двигателя, на динамику аппарата. При этом использование моделирующей среды MVTU позволяет в автоматическом режиме определять все основные параметры предельных циклов: их амплитуды по углу A_φ и по угловой скорости $A_{\dot{\varphi}}$, а также различные временные интервалы (период цикла, длительность импульса и длительность паузы).

В четвертой главе проведен анализ результатов моделирования режима поддержания заданной ориентации КА.

На рисунках 4,5 представлены результаты моделирования режима поддержания заданной ориентации КА по одному из каналов управления. Начальные условия движения составили: $\varphi_0 = 0$; $\dot{\varphi}_0 = 0,5$ рад/с. Процесс перехода на предельный цикл в данном случае требует однократного включения двигателей, создающих управляющие моменты разного знака. Далее режим поддержания заданной ориентации становится автоколебательным, с переменным включением двигателей ориентации. При этом моделируется идеальный П-образный тяговый импульс двигателя без временных запаздываний при запуске и останове $\tau_1 = \tau_2 = 0$. Параметры предельного цикла составляют: $A_\varphi = 0,240$ рад; $A_{\dot{\varphi}} = 0,200$ рад/с

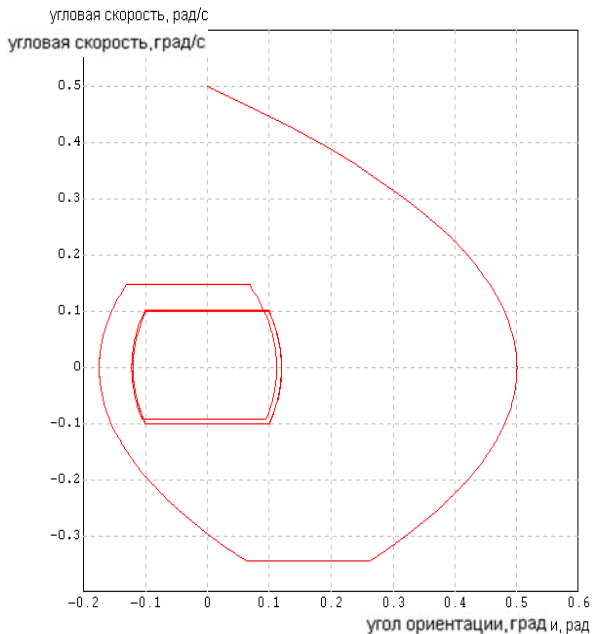


Рисунок 4 – Фазовый портрет предельного цикла – идеальная модель импульса двигателя $\tau_1 = \tau_2 = 0$.

Полученные результаты далее будем принимать за опорные, сравнение с которыми по другим моделям тягового импульса и с учетом различных неидеальностей тягового импульса двигателя впоследствии должно выявить соответствующую специфику в динамике движения КА относительно центра масс.

Результаты моделирования режима поддержания заданной ориентации КА с учетом экспоненциального характера изменения тяги управляющих двигателей и с учетом временного

запаздывания при запуске и останове показывают (рисунок 6), что все геометрические, временные и расходные характеристики предельных циклов существенно изменяются по мере роста импульса выхода двигателя на режим и импульса последействия тяги. Несимметричность тягового импульса двигателя, т.е. $3T_1 \neq 3T_2$, приводит к несимметричности предельного цикла. Этот эффект обнаруживается уже при малых значениях параметров $3T_1$ и $3T_2$.

Несимметричность предельного цикла возрастает при значениях $3T_1=0,10$ с и $3T_2=0,30$ с, то есть при наличии значительной разницы в импульсах выхода двигателя на режим и последействия тяги.

Анализ этих результатов показывает, что с ростом величин запаздывания τ_1 и τ_2 , импульсов выхода двигателя на режим и последействия тяги длительности включения двигателей в цикле увеличиваются, соответственно растет расход рабочего тела в цикле.

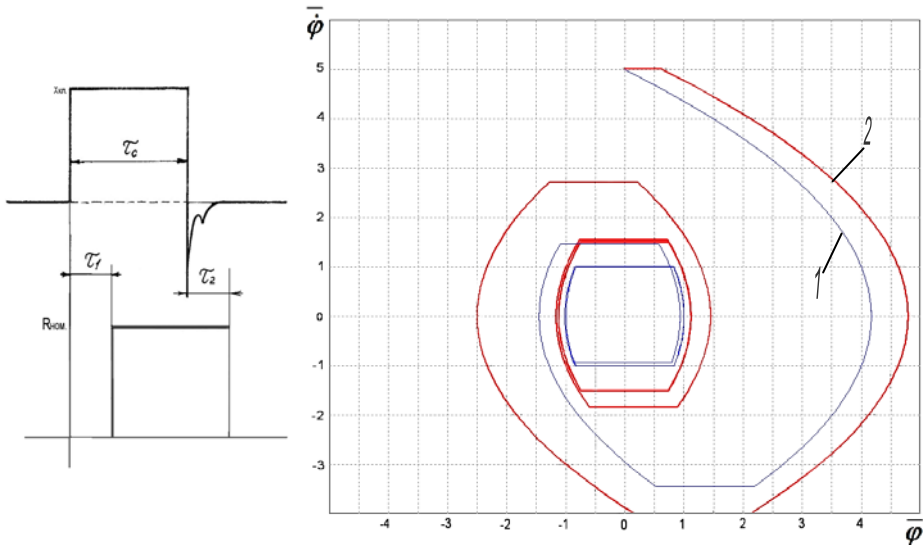


Рисунок 5 – Фазовый портрет предельного цикла:

1 – с идеальной моделью импульса двигателя ($\tau_1=\tau_2=0$);

2 – с идеальной моделью импульса двигателя с временным запаздыванием ($\tau_1=\tau_2=0,015$ с);

$\bar{\dot{\phi}} = \frac{\dot{\phi}}{\dot{\phi}_u}$; $\bar{\phi} = \frac{\phi}{\phi_u}$, где $\dot{\phi}_u$, ϕ_u – угловая скорость и угол ориентации для идеального П-образного

импульса тяги двигателя.

Дальнейшее увеличение запаздываний при запуске и останове, а также импульсов выхода двигателя на режим и последействия тяги приводит к неустойчивости процесса ориентации. В системе ориентации автоподстройка параметров тягового импульса двигателя возможна только по измеренным значениям фазовых координат системы, в широких пределах такая автоподстройка невозможна, поскольку изменение тяги двигателей в пределах 50...80% в импульсных режимах включений на сегодняшний день не может быть обеспечена.

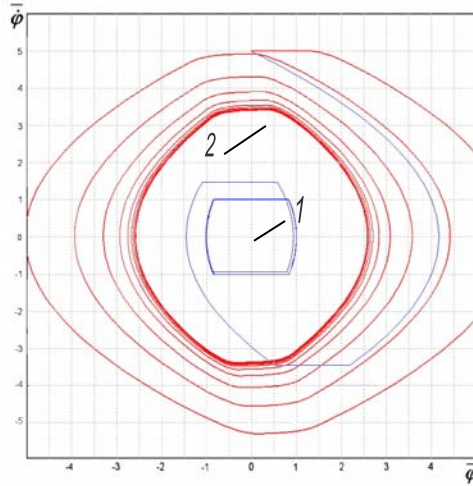


Рисунок 6. Фазовый портрет предельного цикла –
 1 – с идеальной моделью импульса двигателя ($\tau_1=\tau_2=0$);
 2 – с экспоненциальной моделью импульса двигателя с временными запаздываниями при запуске и останове ($\tau_1=0,1$ с; $\tau_2=0,1$ с).

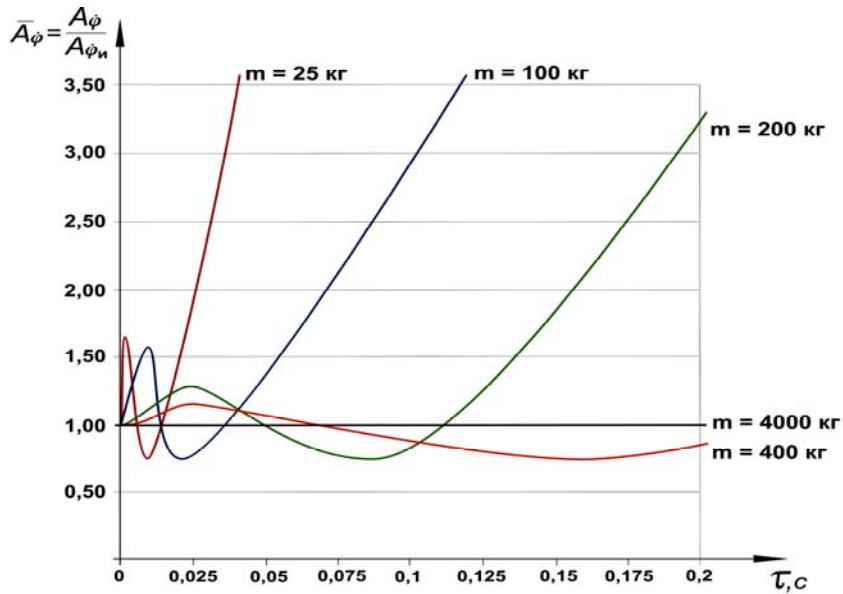


Рисунок 7 – Зависимость относительной амплитуды предельного цикла по угловой скорости от времени запаздывания при запуске и останове двигателя.

По результатам проведенного анализа были построены зависимости относительных амплитуд предельного цикла режима поддержания заданной ориентации по угловой скорости от времени запаздывания при запуске и останове двигателя τ_1 и τ_2 (принималось $\tau_1 = \tau_2 = \tau$) при различных массовых характеристиках МКА (рисунок 7).

На рисунке $\overline{A_\phi} = \frac{A_\phi}{A_{\phi_{ли}}}$ – относительная амплитуда предельного цикла, $A_{\phi_{ли}}$ – амплитуда предельного цикла по угловой скорости в системе с временным запаздыванием τ , $A_{\phi_{ли}}$ – амплитуда предельного цикла по угловой скорости в системе без временных запаздываний при запуске; m – масса МКА; τ – запаздывание при запуске двигателя и останове (принимается $\tau = \tau_1 = \tau_2$).

Также были построены области рационального применения ЖРД МТ на МКА при различных значениях m и τ , при заданном уровне точностной характеристики $\overline{A_{\phi_3}}$ (рисунок 8).

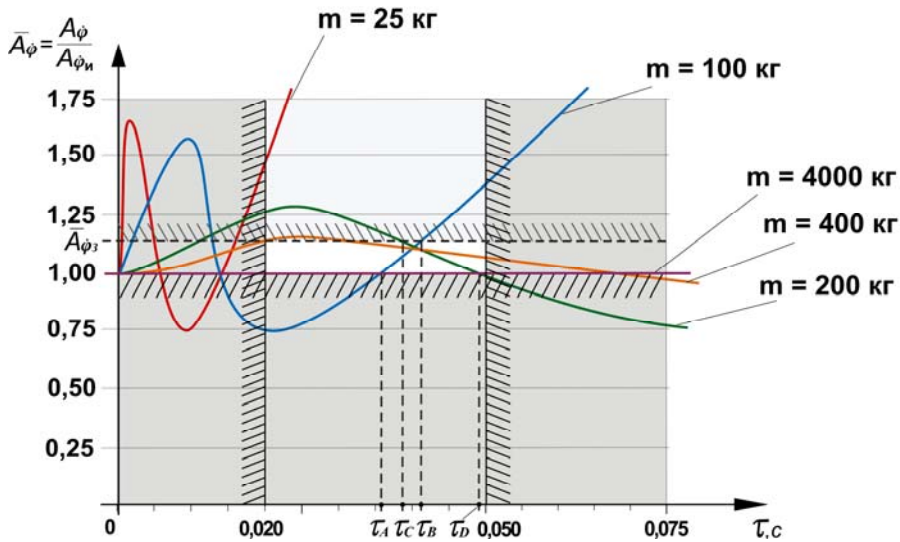


Рисунок 8 – Области рационального использования ЖРД МТ на МКА при различной массе МКА и различном временном запаздывании при запуске и останове двигателей; m – масса МКА; τ – запаздывание при запуске двигателя и останове ($\tau = \tau_1 = \tau_2$).

Ограничения, отображенные на рисунке 8, имеют следующее обоснование: значения ниже границы $\overline{A_\phi} = 1$ не рассматриваются, т.к. уменьшение в данном случае сопровождается критическим изменением топологии предельного цикла и наличием постоянной ошибки в системе ориентации; значение $\tau = 0,020$ с – минимальное на сегодняшний день значение запаздывания для МКА (оно связано с физикой работы клапана и с термодинамическими процессами, проходящими в камере сгорания); значение $\tau = 0,050$ с – длительность минимального командного сигнала; $\overline{A_{\phi_3}}$ – уровень точностной характеристики (задается в соответствии с программой полета МКА); $\tau_A \dots \tau_B$ – интервал допустимых значений τ для МКА массой 100 кг при заданной точностной характеристике $\overline{A_{\phi_3}}$; $\tau_C \dots \tau_D$ – интервал допустимых значений τ для МКА массой 200 кг при заданной точностной характеристике $\overline{A_{\phi_3}}$.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ

В работе выполнено исследование влияния неидеальностей тягового импульса жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ) на динамику малых космических аппаратов (МКА), направленное на совершенствование одного из главных режимов движения – поддержания заданной ориентации.

В результате проведенных исследований получены следующие выводы и практические результаты:

1. Уточнена математическая модель тягового импульса ЖРД МТ с учетом временных запаздываний при запуске и останове, импульса выхода на режим и импульса последствия тяги, влияющих на динамику полета МКА.
2. Построена компьютерная модель одноканальной системы ориентации МКА на базе ЖРД МТ, учитывающая основные особенности тягового импульса двигателя, измерительный и преобразовательный тракты, и позволяющая рассчитывать точностные и расходные характеристики различных режимов движения МКА.
3. Выполнен анализ влияния временных запаздываний при запуске и останове двигателя, импульсов выхода на режим и последствий тяги на динамические характеристики режима поддержания ориентации МКА. Получен диапазон предельных величин временных запаздываний в двигателе, обеспечивающий заданный средневременной расход рабочего тела в предельном цикле.
4. Получены области рационального применения ЖРД МТ в контуре управления МКА, зависящие от инерционно-массовых характеристик аппарата и уровня временных запаздываний в двигателе.
5. Проведена оценка чувствительности системы ориентации МКА к разбросу параметров тягового импульса ЖРД МТ при реализации режимов прецизионной ориентации.
6. Результаты работы использовались в проектных разработках в Центре космической энергетики Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ ОТРАЖЕНО В СЛЕДУЮЩИХ ПУБЛИКАЦИЯХ:

1. **Сирант, А. Л.** Исследование динамики космического аппарата с системой ориентации на базе двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малой тяги [Текст] / А. Л. Сирант, Б. А. Титов // Вестник СГАУ, 2007. Вып. – 1 (12). – С. 98-105.
2. **Сирант, А. Л.** Исследование режима поддержания заданной ориентации космического аппарата с системой жидкостных ракетных двигателей малой тяги в качестве исполнительных органов [Текст] / А. Л. Сирант. – М. – Деп. в ВИНТИ №9, 31.07.2007, № 794-B2007.
3. **Сирант, А. Л.** Разработка электронной модели системы ориентации космического аппарата с жидкостными ракетными двигателями малой тяги [Текст] / А. Л. Сирант. – М.- Деп. в ВИНТИ №9, 31.07.2007, № 795-B2007.
4. **Сирант, А. Л.** Влияние неидеальностей тягового импульса жидкостного ракетного двигателя малой тяги на динамику космического аппарата [Текст] / А. Л. Сирант // Труды XIII Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. – Самара: СГАУ, 2007.
5. **Сирант, А. Л.** Динамика космического аппарата с жидкостными ракетными двигателями малой тяги в качестве исполнительных органов в условиях действия возмущающего момента [Текст] / А. Л. Сирант // Труды XIII Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. – Самара: СГАУ, 2007.

Подписано в печать 24.06.08. Формат 60x48 1/16.
Бумага офсетная. Печать оперативная.
Усл. печ. л. 1,00. Тираж 100 экз.

Отпечатано с готового оригинал-макета
в ГОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет
им. академика С. П. Королёва» (СГАУ). 443086, Самара, Московское шоссе, 34.