

УДК 629.78+621.453

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СИСТЕМОЙ ОРИЕНТАЦИИ НА БАЗЕ ДВУХКОМПОНЕНТНЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

© 2007 Б. А. Титов, А. Л. Сирант

Самарский государственный аэрокосмический университет

Приведены результаты исследования динамики космического аппарата в движении относительно центра масс с нелинейной системой ориентации с двухкомпонентными жидкостными ракетными двигателями малой тяги в качестве исполнительных органов. Рассмотрен режим поддержания заданной ориентации в предельном цикле.

При построении адаптивных систем управления объектами ракетно-космической техники с двухкомпонентными жидкостными ракетными двигателями малой тяги (ЖРД МТ) в контуре управления возникает проблема, связанная с неидеальностями импульсных режимов включения. С точки зрения динамики движения космического аппарата (КА), подлежат изучению и учету следующие неидеальности тягового импульса двигателей:

- временные запаздывания при запуске и останове двигателя;
- наличие импульса выхода на режим установившейся тяги;
- наличие импульса последствия тяги;
- тепловое и массовое взаимодействие импульсов тяги двигателя на высоких частотах включения.

1. Основные предположения о характере процессов в системе ориентации

Для моделирования процесса функционирования ЖРД МТ в системе ориентации (СО) и выявления влияния особенностей его тягового импульса на динамику КА достаточно рассмотреть одноканальную систему. В этом случае дифференциальное уравнение угловых движений КА запишется в виде

$$\frac{d^2 j}{dt^2} = -m_y + m_g, \quad (1)$$

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; l - плечо; J_x - момент инерции относительно связанной оси x .

Предположим, что СО снабжена датчиками угла и угловой скорости, которые имеют характеристики, приведенные в [3, 4].

Уравнение датчика угла имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \text{при } |j(t)| \leq j_{max} &\Rightarrow U_j = k_j \cdot j(t); \\ \text{при } j(t) > j_{max} &\Rightarrow U_{j_{max}}; \\ \text{при } j(t) < -j_{max} &\Rightarrow -U_{j_{max}}. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Здесь k_j - коэффициент усиления датчика угла, U_j - выходной сигнал датчика угла, j_{max} - координата диапазона линейности датчика.

Таким образом, выходная характеристика $U_j(j)$ представляет собой нелинейную функцию с диапазоном линейности и насыщением.

Уравнения датчика угловой скорости имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} \text{при } |j\dot{\ } (t)| \leq j\dot{\ }_{3.н.} &\Rightarrow U_{j\dot{\ }} = 0; \\ \text{при } j\dot{\ }_{3.н.} < j\dot{\ } (t) < j\dot{\ }_{max} &\Rightarrow U_{j\dot{\ }} = k_{j\dot{\ }}(j\dot{\ } (t) - j\dot{\ }_{3.н.}); \\ \text{при } -j\dot{\ }_{max} < j\dot{\ } (t) < -j\dot{\ }_{3.н.} &\Rightarrow U_{j\dot{\ }} = k_{j\dot{\ }}(j\dot{\ } (t) + j\dot{\ }_{3.н.}); \\ \text{при } j\dot{\ } (t) \geq j\dot{\ }_{max} &\Rightarrow U_{j\dot{\ }} = U_{j\dot{\ }_{max}}; \\ \text{при } j\dot{\ } (t) \leq -j\dot{\ }_{max} &\Rightarrow U_{j\dot{\ }} = -U_{j\dot{\ }_{max}}. \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

Здесь $2j\dot{\ }_{3.н.}$ - ширина зоны нечувствительности датчика; $k_{j\dot{\ }}$ - крутизна характеристики датчика;

$$\left. \begin{aligned}
 & \text{если } j(t) \geq j_{max}, \text{ то} \\
 & \text{при } |j\& t| \leq j\&_{3.н.} \Rightarrow i_y(t) = U_{j_{max}}; \\
 & \text{при } j\&_{3.н.} < j\& t < j\&_{max} \Rightarrow \\
 & \Rightarrow i_y(t) = U_{j_{max}} + a_1(j\& t) - j\&_{3.н.}; \\
 & \text{при } -j\&_{max} < j\& t < -j\&_{3.н.} \Rightarrow \\
 & \Rightarrow i_y(t) = -U_{j_{max}} + a_1(j\& t) + j\&_{3.н.};
 \end{aligned} \right\} (4)$$

$$\left. \begin{aligned}
 & \text{если } j(t) \geq j_{max}, \text{ то} \\
 & \text{при } |j\& t| \leq j\&_{3.н.} \Rightarrow i_y(t) = U_{j_{max}}; \\
 & \text{при } j\&_{3.н.} < j\& t < j\&_{max} \Rightarrow \\
 & \Rightarrow i_y(t) = U_{j_{max}} + a_1(j\& t) - j\&_{3.н.}; \\
 & \text{при } -j\&_{max} < j\& t < -j\&_{3.н.} \Rightarrow \\
 & \Rightarrow i_y(t) = -U_{j_{max}} + a_1(j\& t) + j\&_{3.н.};
 \end{aligned} \right\} (6)$$

$U_{j_{max}}$ - максимальное значение сигнала с датчика; $j\&_{max}$ - координата диапазона линейности датчика.

Уравнения (3) соответствуют нелинейной характеристике $U_{j\&}(j\&)$ с зоной нечувствительности, диапазоном линейности и зоной насыщения.

Далее в СО сигналы датчика угла и датчика угловой скорости суммируются и поступают на электронный усилитель, обладающий также зоной линейности и зоной насыщения. Поэтому на основании (2) и (3) выражения для управляющего сигнала в СО будут иметь вид:

$$\left. \begin{aligned}
 & \text{если } |j(t)| < j_{max}, \text{ то} \\
 & \text{при } |j\& t| \leq j\&_{3.н.} \Rightarrow i_y(t) = a_j j(t); \\
 & \text{при } j\&_{3.н.} < j\& t < j\&_{max} \Rightarrow \\
 & \Rightarrow i_y(t) = a_j j(t) + a_1(j\& t) - j\&_{3.н.}; \\
 & \text{при } -j\&_{max} < j\& t < -j\&_{3.н.} \Rightarrow \\
 & \Rightarrow i_y(t) = a_j j(t) + a_1(j\& t) + j\&_{3.н.};
 \end{aligned} \right\} (5)$$

где $a_o = k_j \cdot k_y$, $a_x = k_j \cdot k_y$, k_y - коэффициент усиления электронного усилителя.

Управляющий момент в СО формируется в результате срабатывания трехпозиционного поляризованного реле, обладающего нелинейной характеристикой с пространственным запаздыванием (рис. 1). На основе этой характеристики можно записать выражения для управляющего момента $m(i_y)$, прикладываемого к КА относительно оси x , в функции управляющего сигнала $i_y(t)$:

$$\left. \begin{aligned}
 & \text{если } \frac{di_y(t)}{dt} > 0, \text{ то} \\
 & \text{при } i_y(t) > i_{cp} \Rightarrow m_y = +m_0; \\
 & \text{при } -I i_{cp} < i_y(t) < i_{cp} \Rightarrow m_y = 0; \\
 & \text{при } i_y(t) < -I i_{cp} \Rightarrow m_y = -m_0,
 \end{aligned} \right\} (7)$$

где $I = \frac{i_{omn}}{i_{cp}}$ - отношение тока отпирания к току срабатывания - коэффициент возврата поляризованного реле;

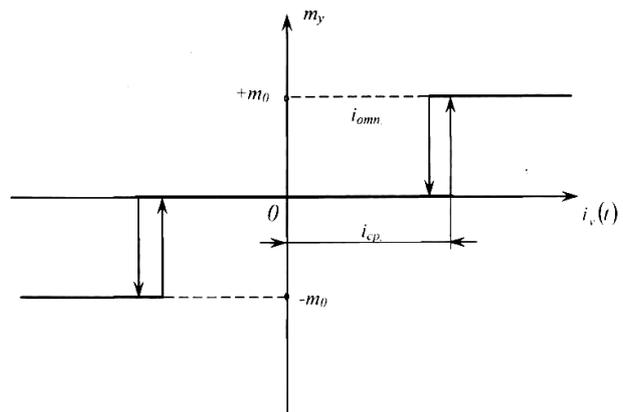


Рис. 1. Зависимость управляющего момента от управляющего сигнала

$$\left. \begin{aligned} &\text{если } \frac{di_y(t)}{dt} < 0, \text{ то} \\ &\text{при } i_y(t) < -i_{cp} \Rightarrow m_y = -m_0; \\ &\text{при } -i_{cp} < i_y(t) < Ii_{cp} \Rightarrow m_y = 0; \\ &\text{при } i_y(t) > Ii_{cp} \Rightarrow m_y = +m_0. \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

В выражениях (7) и (8) величина момента соответствует номинальному значению управляющего момента в идеальной П-образной модели импульса тяги реактивного микродвигателя [1, 2] без временного запаздывания.

Можно построить структурную схему СО (рис. 2), которая будет использована как основной инструмент при моделировании динамики ЖРД МТ и влияния тяговой характеристики на движение КА относительно центра масс.

2. Учет нелинейных свойств тяговой характеристики

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

$$\left. \begin{aligned} R_{ИВР} &= R_{НОМ} [1 - \exp(-T_1 t)]; \\ R_{ИПТ} &= R_{НОМ} \exp(-T_2 t). \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

Здесь 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), $R_{НОМ}$ - номинальное значения тяги на «площадке» импульса.

Необходимо отметить, что величина $R_{НОМ}$ в данной модели остается фиксированной, хотя в реальных условиях 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 [1, 2].

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 (рис. 3).

Постоянные времени характеризуют нарастание тяги в ИВР и спад тяги в ИПТ. Их величины, как известно, зависят от зак-

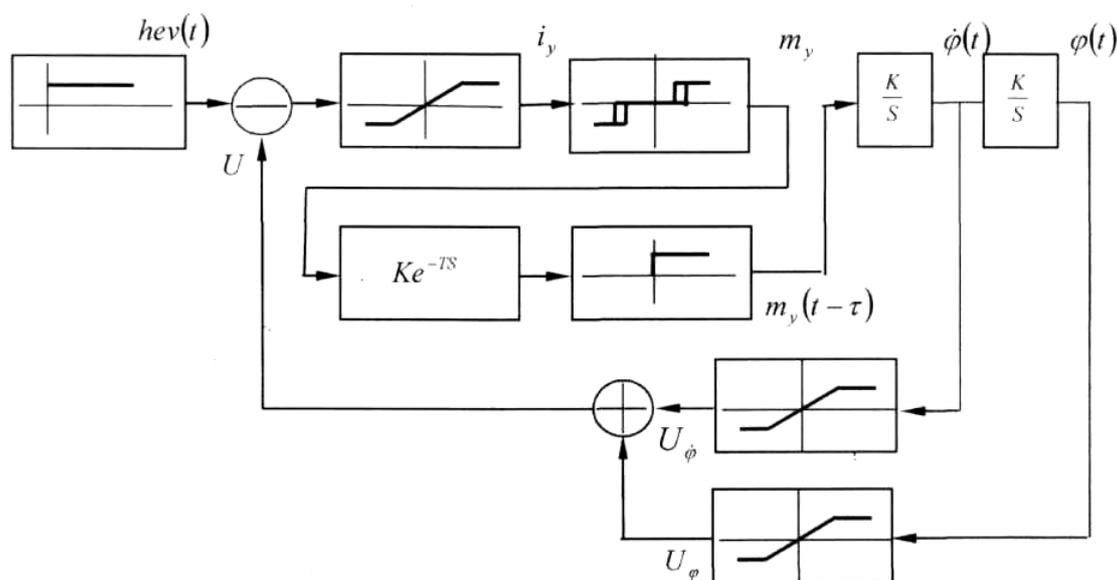


Рис. 2. Структурная схема системы ориентации КА по каналу крена с идеальной П-образной моделью тягового импульса управляющих ЖРД МТ и временным запаздыванием при запуске и останове

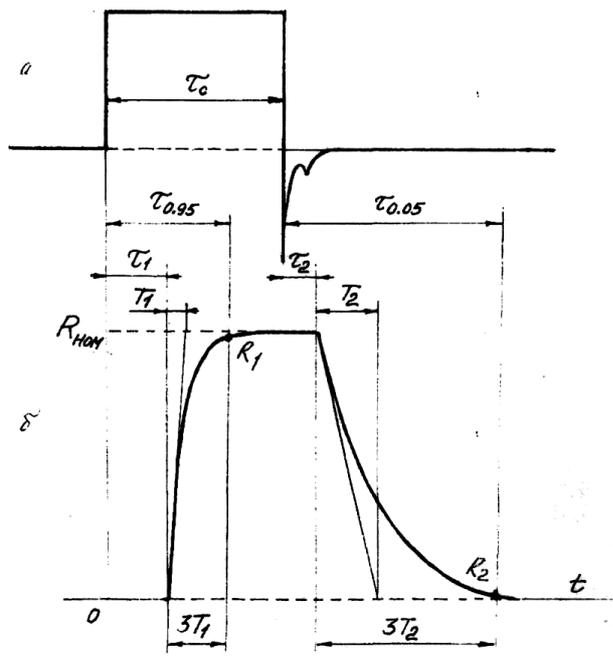


Рис. 3. Командный сигнал и импульс тяги ЖРД МТ: а) $U = U(t)$; б) $R = R(t)$; $R_1 = 0,95R_{\text{ном}}$; $R_2 = 0,05R_{\text{ном}}$

лапанного объема и площади критического сечения сопла двигателя.

Длительность самих участков ИВР и ИПТ определяется из соотношения [2]:

$t_{\text{перех}} \cong 3T$, что на основании (9) для $R_{\text{ИВР}}$ и $R_{\text{ИПТ}}$ соответствует при пуске выходу на режим номинальной тяги, а при останове - уменьшению тяги до 5 % от номинала, что отвечает практическому завершению импульса последствия тяги, обусловленного выгоранием компонентов топлива из заклапанных объемов. Эти значения тяг можно использовать как границы для определения неуправляемых участков импульса при данной его схематизации.

Как следует из рис. 3, 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 КА. Времена t_1 и t_2 , характеризующие указанный сдвиг, являются временем чистого запаздывания клапана соответственно при его открытии и закрытии.

Длительность t_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. Используя основные соотношения из [1], можно получить выражения для длительностей запаздывания t_1 и t_2 , определенные через электрические и гидродинамические параметры двигательной системы:

$$\left. \begin{aligned} t_1 &= \frac{L_0}{R_0} \ln \frac{1}{1 - \frac{R_0}{U_0} \sqrt{\frac{2d_0}{L_0} \left(F_0 + \frac{pd_{\text{кл}}^2}{4} P_0 \right)}}; \\ t_2 &= \frac{L_K}{R_0 + R_{\text{ш}}} \ln \frac{\sqrt{\frac{2d_K}{L_K} [F_0 + c(s_0 - s_K)]}}{\frac{U_0}{R_0}} \end{aligned} \right\} (10)$$

Здесь $L_0/R_0 = T_K$ - постоянная катушки электромагнита; R_0 - номинальное сопротивление обмотки катушки электромагнита; U_0 - установившееся значение напряжения питания; s_0 - номинальное значение зазора между якорем и ограничителем хода электромагнита; L_0 - начальное значение индуктивности катушки электромагнита; F_0 - начальное усилие возвратной пружины клапана; $d_{\text{кл}}$ - диаметр клапана; P_0 - статическое давление в вытеснительной системе топливоподачи; L_K - индуктивность катушки при полностью открытом клапане; $R_{\text{ш}}$ - шунтирующее сопротивление, включенное параллельно катушке электромагнита; s_K - значение зазора между якорем и ограничителем хода при полностью открытом клапане; c - жесткость возвратной пружины клапана.

Очевидно, что для повышения динамических качеств электромагнитного привода клапана длительности чистого запаздывания t_1 и t_2 должны быть минимальными и стабильными. Время t_1 зависит от соотношения усилий электромагнита и механизма возвратной пружины. Оно пропорционально противодействующей силе, начальному зазору меж-

ду упором и ограничителем хода якоря электромагнита и обратно пропорционально подводимой электрической мощности [1]. Время t_2 зависит от величины зазора при притянутом якоре и от натяжения возвратной пружины. Подбором этих величин можно минимизировать величину t_2 .

Длительности запаздывания t_1 и t_2 связаны между собой таким образом, что при увеличении усилия возвратной пружины время отпускания уменьшается, а время трогания якоря увеличивается. Таким образом, приближенно можно считать, что $t_1 + t_2 = const$.

Кроме перечисленных факторов на t_1 и t_2 влияют масса и количество подвижных элементов конструкции электромагнитного привода клапана, сопротивление и емкость электрических кабелей от источника питания до электромагнитного привода, а также условия коммутации, в зависимости от которых меняются электрические параметры сети.

Быстродействие двигателя или импульс выхода на режим обычно определяется временем $t_{0,95}$ набора тяги, равной 95 % от номинальной, с момента подачи командного сигнала на электромагнитный клапан. Время спада тяги или импульс последействия тяги определяется временем $t_{0,05}$ спада тяги от номинального значения до 5 % номинальной величины с момента снятия командного сигнала с электромагнитного клапана (рис. 3). При этом под номинальной тягой $R_{НОМ}$ понимается тяга двигателя в установившемся температурном режиме работы. Между величинами t_1 , $t_{0,95}$, T_1 и t_2 , $t_{0,05}$, T_2 существуют следующие соотношения:

$$\left. \begin{aligned} t_{0,095} &= t_1 + 3T_1; \\ t_{0,005} &= t_2 + 3T_2. \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

В системах ориентации КА реактивные двигатели обычно работают в импульсных режимах, характеризующихся частотой

$f = 1/T_c$ и скважностью $u = t_u/T_c$, где t_c - длительность импульса в серии импульсов; T_c - период, равный сумме t_c и t_u - времени паузы между двумя срабатываниями двигателя.

Тогда единичный импульс тяги двигателя можно определить как

$$J_{ед} = \int_0^{t_u} R(t) dt. \quad (12)$$

При этом часть тягового импульса в пределах можно определить как ИВР:

$$J_{ИВР} = \int_0^{3T_1} R(t) dt, \quad (13)$$

где $R(t)$ определяется первым соотношением (9). Аналогично можно определить и ИПТ как часть тягового импульса двигателя:

$$J_{ИПТ} = \int_0^{3T_2} R(t) dt. \quad (14)$$

В некоторых источниках, например в [1, 2], импульс последействия тяги двигателя определяется так называемым временем последействия, исчисляемым с момента выключения двигателя до достижения нулевого или некоторого достаточно малого уровня тяги.

Поскольку реактивные двигатели систем ориентации КА работают в основном в импульсных режимах, то необходим как можно более точный прогноз эффективности использования топлива. В режимах поддержания заданной ориентации обычно требуются десятки тысяч включений двигателей. Поэтому из-за многократных пусков и остановов двигателя и, прежде всего, на режимах минимальных единичных импульсов топлива расходуется неэкономично. Последний факт требует увеличения бортовых запасов топлива, что в конечном итоге выливается в увеличение массы всей реактивной двигательной системы.

Исследования показывают [5], что особенно отрицательное влияние на экономичность реактивной двигательной системы оказывает ИПТ. В этой связи необходимо точно определять его величину и разброс, вызванный совокупностью физических и эксплуатационных факторов.

ИПТ является в основном функцией конструктивных характеристик двигателя, к которым следует отнести: быстродействие клапанов; величины заклапанных объемов двигателя, заполненных топливом; количество непрореагировавших компонентов топлива и продуктов реакции окисления в камере сгорания на момент подачи командного сигнала на включение двигателя.

Разброс ИПТ зависит как от указанных выше факторов, так и от рассогласования времени закрытия клапанов горючего и окислителя после подачи командного сигнала на выключение двигателя.

Поскольку ИПТ является составной частью единичного (минимального) импульса, то все сказанное выше также относится и к единичному импульсу тяги.

Требования высокого быстродействия, получения минимальных значений единичного импульса тяги и ИПТ необходимы также для обеспечения малых угловых скоростей движения КА. Для реализации достаточно малых единичных импульсов тяги приходится задавать двигателям малую тягу. Однако величина этой малой тяги лимитируется требуемой эффективностью управляющих

органов. Поэтому для того, чтобы, с одной стороны, обеспечивалась заданная эффективность управляющих органов, а, с другой, - требуемая точность управления, необходимо обеспечивать максимально возможную частоту включения двигателей и минимальные значения $t_{0,95}$, $t_{0,05}$, t_c , J_{e0} , $J_{ИПТ}$, а, кроме того, необходимо обеспечивать стабильность значений этих величин.

3. Электронная модель системы ориентации

Электронная модель СО позволяет исследовать влияние различных факторов, связанных с неидеальностью тяговой характеристики двигателя, на динамику КА. При создании электронной модели использовалась моделирующая среда MVTU («Моделирование в технических устройствах»), которая позволяет в автоматическом режиме определять все основные параметры предельных циклов, их амплитуды по углу A_j и по угловой скорости $A_{j\dot{\alpha}}$, а также различные временные интервалы.

Полная электронная модель СО с учетом блоков ИВР и ИПТ представлена на рис. 4. В среде MVTU эта схема преобразу-

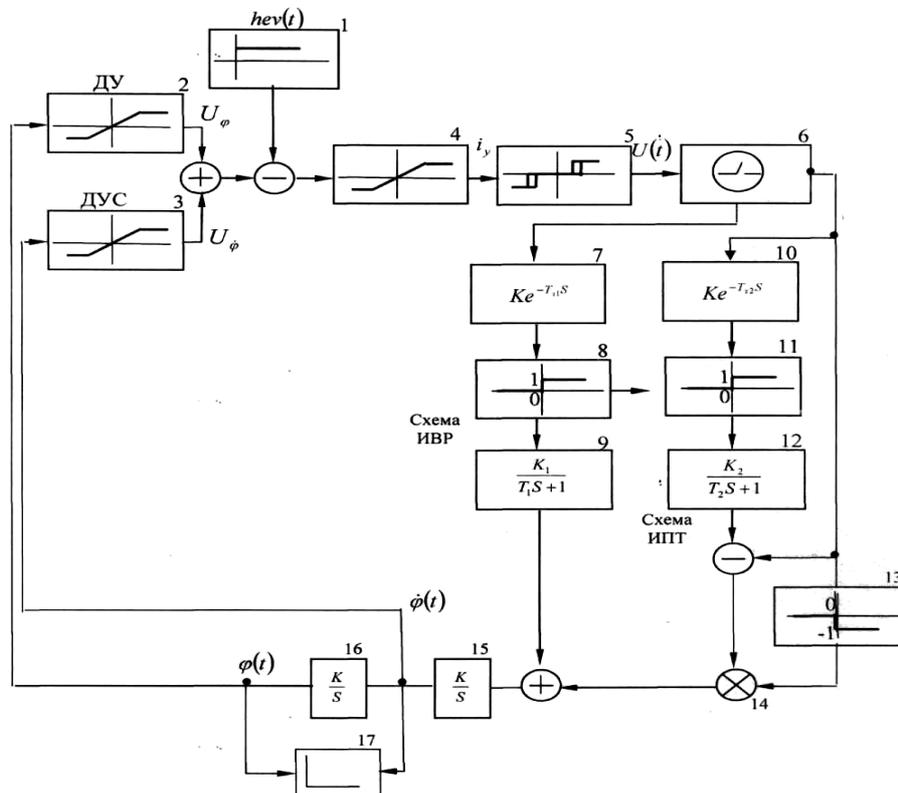


Рис. 4. Электронная модель системы ориентации КА по одному каналу управления с учетом ИВР и ИПТ реального тягового импульса двигателей и с учетом временного запаздывания при запуске и останове

ется в соответствующую систему блоков, заданных передаточными функциями. Блок $hev(t)$, генерирующий единичную ступенчатую функцию Хевисайда, используется как запускающий схему блок при проведении численного интегрирования и получении переходных процессов и фазовых портретов.

На рис. 5...8 приведены примеры результатов моделирования режима поддержания заданной ориентации КА по одному каналу управления. На рис. 5 представлен фазовый портрет идеальной модели импульса тяги двигателя без временных запаздываний при запуске и останове ($t_1 = t_2 \equiv 0$), а на рис. 6 – фазовый портрет экспоненциальной модели импульса тяги двигателя с временными запаздываниями: $t_1=0,0333$ с; $t_2=0,1$ с ($3T_1=0,1$; $3T_2=0,3$).

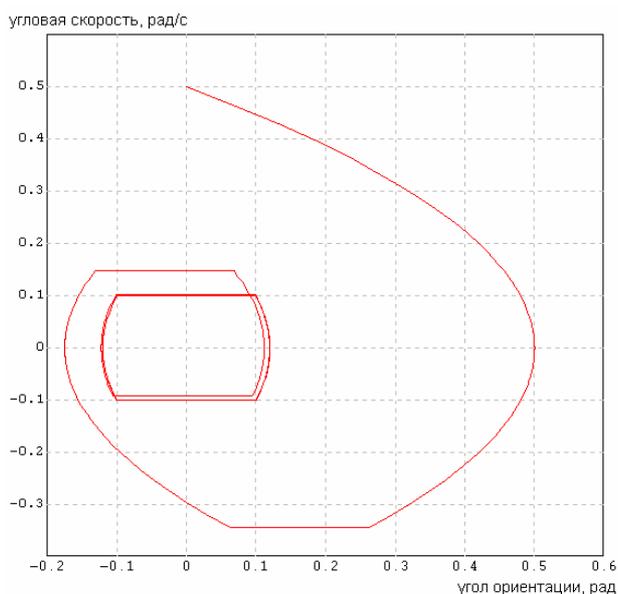


Рис. 5. Фазовый портрет предельного цикла - идеальная модель импульса двигателя ($t_1 = t_2 \equiv 0$)

Начальные условия движения: $j_0 = 0$; $j\& = 0,5$ рад/с. Процесс перехода на предельный цикл требует однократного включения двигателей, создающих управляющие моменты разного знака. Далее режим поддержания заданной ориентации становится автоколебательным с переменным включением двигателей ориентации. При этом моделируется П-образный тяговый импульс двигателя.

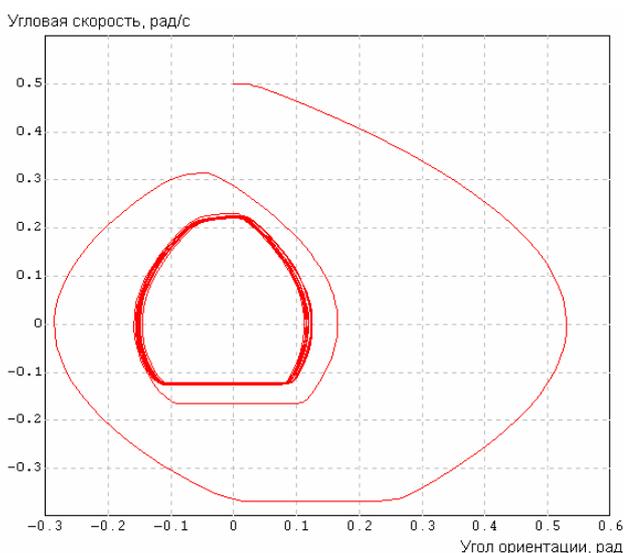


Рис. 6. Фазовый портрет предельного цикла – экспоненциальная модель импульса двигателя $3T_1=0,1$; $3T_2=0,3$ ($t_1=0,0333$ с; $t_2=0,1$ с)

На рис. 7, 8 представлены соответствующие переходные процессы по углу $j(t)$ и по угловой скорости $j\&(t)$ на интервале времени от 50 до 100 секунд.

Анализ результатов показал, что неидеальности тягового импульса двигателей во всех рассмотренных случаях существенно влияют на динамику процесса поддержания заданной ориентации, деформируют конфигурацию предельного цикла, в общем случае увеличивая амплитуды цикла по углу и угловой скорости. Указанная деформация предельного цикла в конечном итоге приводит к

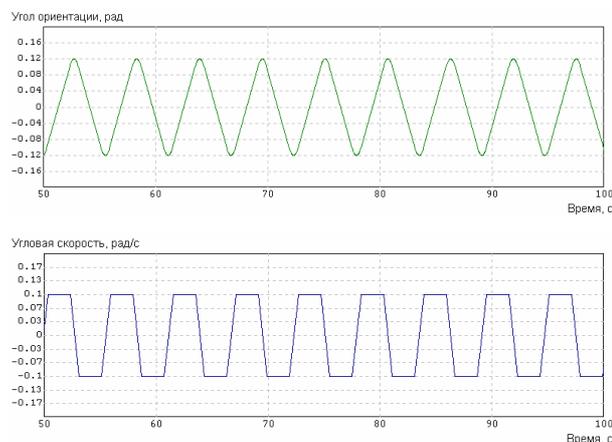


Рис. 7. Процесс автоколебаний в системе ориентации с идеальной моделью импульса двигателя ($t_1 = t_2 \equiv 0$)

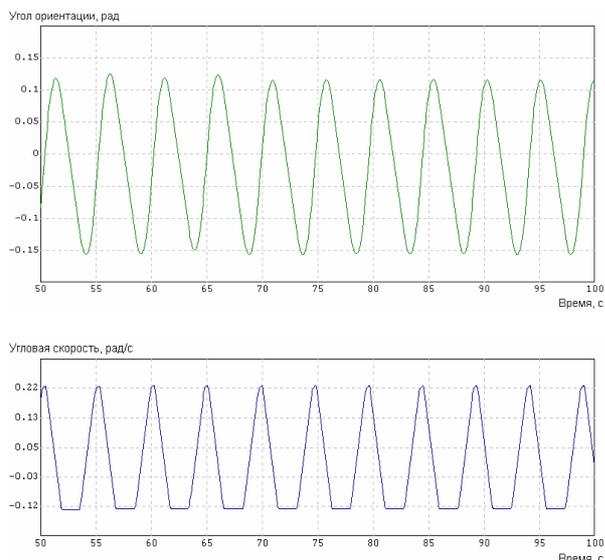


Рис. 8. Процесс автоколебаний в системе ориентации с экспоненциальной моделью импульса двигателя $3T_1=0,1$; $3T_2=0,3$ ($t_1=0,0333$ с; $t_2=0,1$ с)

увеличению длительности включения двигателей в импульсном режиме, что ухудшает в целом экономичность системы, увеличивая такую важную характеристику цикла, как средневременной расход рабочего тела в цикле.

В дальнейшем целесообразно рассмотреть другие имеющиеся алгоритмы поддержания заданной ориентации, например, использующие не аналоговую, а цифровую обработку измеренной информации и цифро-

вое управляющее устройство. При этом необходимо рассмотрение таких режимов включения управляющих двигателей, которые были бы реализованы на минимально допустимых импульсах или на близких к минимально допустимым. В этом случае следует ожидать минимальных значений амплитуд колебаний предельного цикла по углу и по угловой скорости.

Список литературы

1. Беляев Н. М., Уваров Е. И. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1974.
2. Основы теории автоматического управления ракетными двигательными установками /А. И. Бабкин, С. В. Белов и др. – М.: Машиностроение, 1978.
3. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов. – М.: Наука, 1974.
4. Титов Б. А. Исследование автоколебаний космического аппарата с учетом специфики исполнительных органов // Труды XI Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной техники». – М.: Изд-во ИИЕТ АН СССР, 1980. – С. 11-21.

INVESTIGATING THE DYNAMICS OF SPACE VEHICLES WITH AN ATTITUDE CONTROL SYSTEM ON THE BASIS OF TWO-COMPONENT LIQUID PROPELLANT LOW-THRUST ROCKET ENGINES

© 2007 B. A. Titov, A. L. Sirant

Samara State Aerospace University

The paper presents the results of investigating the dynamics of a space vehicle moving relative to the centre of mass with a non-linear attitude control system using two-component liquid-propellant low-thrust rocket engines as actuators. A mode of maintaining prescribed attitude control in the limit cycle is discussed.