УДК 629.78.533.6.013:621.45

Г. А. СТРЕЛЬНИКОВ, Е. Л. ТОКАРЕВА, Н. С. ПРЯДКО, А. Д. ИГНАТЬЕВ

РАЗРАБОТКА СТРУКТУРНОЙ СХЕМЫ БИФУНКЦИОНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, Днепр, Украина, 49005; e-mail: tokel@ukr.net

Удосконалення ракетно-космічної техніки багато в чому визначається подальшим підвищенням ефективності ракетних двигунів (РД). Особливо важливе розширення функціональних можливостей РД при вирішенні завдань управління польотом ступеня ракети. Основною перевагою управління вектором тяги поворотом двигуна на кардановому шарнірі є можливість створення достатньо великих за величиною керуючих зусиль з мінімальними втратами імпульсу двигуна на управління. Перевагою газодинамічної системи управління є її високі динамічні якості. Нова концепція системи управління полягає в поєднанні різних систем управління (механічної і газодинамічної) в рамках однієї біфункціональної системи управління вектором тяги (БСУВТ). БСУВТ, будучи складовою частиною системи управління польотом ступеня ракети, повинна забезпечувати керуючі зусилля, необхідні для реалізації програми польоту і парирування збурень, що діють на ступінь, з оптимальним розподілом функцій складових систем: механічної (МСУВТ) та газодинамічної (ГСУВТ). При цьому необхідно забезпечити мінімальні втрати енергії на управління і необхідну якість управління.

Мета роботи – аналіз переваг можливих схем БСУВТ і методики роздільного аналізу сигналів, що надходять в систему управління вектором тяги (СУВТ), яка складає основу структурної схеми БСУВТ.

Показано, що для космічного ступеня ракети БСУВТ дозволяє з мінімальними енерговитратами на управління вирішити комплексну задачу парирування детермінованих збурень (які виникають, наприклад, при відділенні частини корисного навантаження) і стабілізації руху в умовах дії випадкових збурень з широким спектром частот. Запропоновано новий підхід до аналізу сигналів, що надходять, і розроблено алгоритм формування сигналів, що управляють. Виділена із загального сигналу (що поступає в СУВТ) статична складова парирується механічною системою управління вектором тяги (МСУВТ), яка в основному вирішує завдання ведення космічного ступеня по заданій траєкторії. Динамічна складова сигналу, що відображає випадкові збурення, парирується газодинамічною системою управління вектором тяги (ГСУВТ) і вирішує, переважно, завдання стабілізації ступеня. Методику верифіковано на прикладі телеметричної інформації за кутом відхилення в площині тангажу першої камери згоряння рідинного ракетного двигуна 11Д520.

Совершенствование ракетно-космической техники во многом определяется дальнейшим повышением эффективности ракетных двигательных установок (ДУ). Особенно важно расширение функциональных возможностей ДУ при решении задач управления полетом ступени ракеты. Основным преимуществом управления вектором тяги поворотом двигателя в кардановом шарнире является возможность создания достаточно больших по величине управляющих усилий с минимальными потерями импульса двигателя на управление. Преимуществом газодинамической системы управления являются ее высокие динамические качества. Новая концепция системы управления заключается в сочетании различных систем управления (механической и газодинамической) в рамках одной бифункциональной системы управления вектором тяги (БСУВТ). БСУВТ, являясь составной частью системы управления полетом ступени ракеты, должна обеспечивать управляющие усилия, необходимые для реализации программы полета и парирования возмущений, действующих на ступень, с оптимальным распределением функций составляющих систем: механической и газодинамической. При этом необходимо обеспечить минимальные потери энергии на управление без потери качества управления.

Цель работы – обоснование преимуществ возможных схем БСУВТ и методики раздельного анализа сигналов, поступающих в систему управления вектором тяги (СУВТ), составляющей основу структурной схемы БСУВТ.

Показано, что для космической ступени ракеты БСУВТ позволяет с минимальными энергозатратами на управление решить комплексную задачу парирования детерминированных возмущений (возникающих, например, при отделении части полезной нагрузки) и стабилизации движения в условиях действия случайных возмущений с широким спектром частот. Предложен новый подход к анализу поступающих в СУВТ сигналов и разработан алгоритм формирования управляющих сигналов. Выделенная из общего сигнала (поступающего в СУВТ) статическая составляющая парируется механической системой управления вектором тяги (МСУВТ), которая в основном решает задачу ведения космической ступени по заданной траектории. Динамическая составляющая сигнала, отражающая случайные (как правило, высокочастотные) возмущения, парируется газодинамической системой управления вектором тяги (ГСУВТ) и решает, в основном, задачи стабилизации ступени. Методика верифицирована на примере телеметрической информации по углу отклонения в плоскости тангажа первой камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя 11Д520.

Space hardware improvement is largely determined by a further increase in the efficiency of rocket propulsion systems. Extending the functional capabilities of propulsion systems is of special importance to stage flight control. The main advantage of thrust vector control by rotating the engine mounted on a cardan joint is the possibility of producing sufficiently large control forces with a minimum of specific impulse loss caused by the control process. The advantage of the gas-dynamic control system is its high dynamic performance. The new control system concept considered in this paper consists in combining the two above-mentioned control systems (the mechanical one and the gas-dynamic one) into a single bifunctional thrust vector control system (BTVCS). The BTVCS, which is an integral part of the rocket stage flight control system, must produce control forces needed to implement the flight program and counteract disturbances acting on the stage with an optimum distribution of functions between its two constituents: the mechanical system and the gas-dynamic system. In doing so, it is necessary to minimize the power consumption for control without affecting the control quality.

The aim of this work is to substantiate the advantages of possible BTVCS layouts and the proposed procedure of separate analysis of the BTVCS input signals, which is the heart of the BTVCS structural schematic.

It is shown that for a space rocket stage the BTVCS allows one, with a minimum of power consumption for control, to implement the combined task of counteracting deterministic disturbances (produced, for example, when a part of the payload is detached) and stabilizing the motion in cases where random disturbances of wide frequency spectrum act on the rocket stage. A new approach to BTVCS input signal analysis and a control signal generation algorithm are proposed. The static component extracted from the total BTVCS input signal is counteracted by the mechanical thrust vector control system, which basically implements the task of guiding the space stage along the desired trajectory. The dynamic component of the signal, which is due to random (as a rule, high-frequency) disturbances, is counteracted by the gas-dynamic thrust vector control system and basically implements the stage stabilization task. The procedure was verified by the example of telemetry data on the pitch angle of the first combustion chamber of an 11D520 liquid-propellant rocket engine.

Ключевые слова: *ракетный двигатель, система управления вектором тяги, механическая система, газодинамическая система, бифункциональная система.*

Введение. Повышение эффективности ракетных двигательных установок (ДУ) играет определяющую роль при совершенствовании ракетно-космической техники в целом. В новых условиях применения, в частности для ступеней ракет космического назначения, современные двигательные установки зачастую не удовлетворяют новым требованиям. Особенно важно расширение их функциональных возможностей при решении задач управления полетом ступени. Обеспечение управляемости космической ступенью ракеты (КСР) сводится к выбору исполнительных органов системы управления (ИОСУ), способных эффективно и оптимально с точки зрения энерго-массовых характеристик ДУ решать конкретные полетные задания.

Состояние вопроса. Космические ступени ракет используют преимущественно однокамерные маршевые жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). Для них наиболее широко применяются следующие типы систем управления вектором тяги (СУВТ):

– шарнирно закрепленный двигатель (или камера), качающийся в любой плоскости – так называемая механическая система управления вектором тяги (МСУВТ);

– управляющие сопла, работающие на выхлопном газе турбонасосного агрегата;

– возмущение сверхзвукового потока в сопле – газодинамическая система управления вектором тяги (ГСУВТ).

СУВТ с управляющими выхлопными соплами применяются вследствие простоты схемы и высокого быстродействия. Однако такие СУВТ практически исчерпали свои возможности при решении новых задач управления верхними ступенями ракет космического назначения.

Преимуществом МСУВТ является возможность обеспечить достаточно большие управляющие усилия с минимальными потерями удельного импульса двигательной установки. Однако обеспечение высокого быстродействия (для парирования высокочастотных возмущений) требует существенного увеличения массы и габаритов приводов качания и разработки мер по обеспечению устойчивой работы автомата стабилизации СУВТ. При этом в конструктивно-компоновочной схеме ДУ с МСУВТ необходимо предусмотреть соответствующие объемы для размещения узлов шарнирной подвески двигателя, рулевых агрегатов и бортовых источников мощности, что усложняет ее устройство.

Указанных недостатков практически лишена ГСУВТ, поскольку содержит агрегаты существенно меньших габаритов и массы (по сравнению с МСУВТ). При этом стационарный двигатель с ГСУВТ не требует дополнительных свободных объемов в компоновочной схеме двигателя. Важным преимуществом ГСУВТ являются ее высокие динамические характеристики – быстродействие и точность регулирования вектора тяги. Недостатком ГСУВТ является неэкономичность обеспечения больших управляющих усилий, составляющих более 3 % от величины тяги двигателя.

Новая концепция системы управления КСР заключается в сочетании различных систем управления (механической и газодинамической) в рамках одной бифункциональной системы управления вектором тяги (БСУВТ) с целью повышения эффективности системы управления КРС, способной оптимально с точки зрения энергомассовых характеристик двигателя парировать все типы возмущений. Совместное использование механических и газодинамических исполнительных органов позволяет использовать их преимущества и практически исключить недостатки [1, 2].

В зависимости от характеристик ступени ракеты и решаемых в процессе полета задач возможны различные варианты БСУВТ, которые могут отличаться физическими основами процессов, способами функционирования и конструктивными схемами. Многообразие возможных схем ГСУВТ предполагает возможность разработки альтернативных вариантов БСУВТ (в зависимости от решаемых задач).

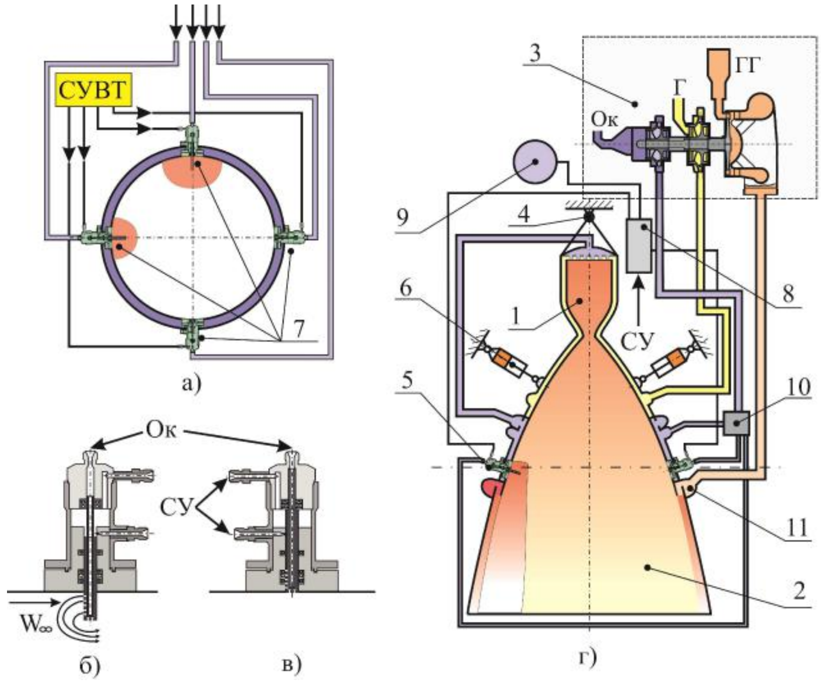
При решении задачи повышения эффективности системы управления полетом КСР важным критерием является возможность внедрения новой системы управления на существующих образцах ракетной техники с наименьшими доработками. Большое значение имеет также возможность испытания новой системы управления в наземных условиях. Далее рассмотренные варианты БСУВТ позволяют с наименьшими доработками модернизировать штатные исполнительные органы системы управления полетом ступени ракеты (в частности, МСУВТ) «добавлением» одной из известных схем ГСУВТ.

Цель работы заключается в обосновании преимуществ возможных схем БСУВТ и методики раздельного анализа сигналов, поступающих в систему управления вектором тяги, составляющей основу структурной схемы БСУВТ.

Проведенный анализ [3 – 6] позволяет сделать вывод, что использование БСУВТ как исполнительного органа системы управления полетом КСР обеспечит надежное выполнение задач полета ракеты-носителя в нештатных условиях, в частности при возникшей в полете большой массовой асимметрии ступени, при отказе одной из подсистем СУВТ (исходя из принципа дублирования систем), что в целом существенно увеличит надежность системы управления (СУ) КСР. В рассматриваемом случае ГСУВТ используется как резервная для МСУВТ (поворотом двигателя в кардановом шарнире).

В [1 – 6] обоснованы различные комбинации ИОСУ в составе БСУВТ с учетом назначения ракеты, конечной скорости, условий полета и других параметров. Рассмотрим характерные схемы БСУВТ, на базе которых возможно построение схем в соответствии с конкретными условиями применения.

На рисунке 1 приведен ЖРД с БСУВТ с поворотом двигателя в шарнирном подвесе и инжекцией в сопло окислительного компонента топлива через интерцептор, устанавливаемый на стенке сверхзвуковой части сопла.



Г – горючее; Ок – окислитель; ГГ – газогенератор;

1 – камера сгорания; 2 – сопло; 3 – турбонасосный агрегат; 4 – шарнирный узел; 5 – интерцептор; 6 – привод узла качания; 7 – исполнительные органы системы стабилизации; 8 – пневмоблок управления; 9 – баллон с гелием; 10 – блок отбора окислителя; 11 – коллектор вдува;

а) система управления интерцепторами;
б) интерцептор в рабочем положении;
в) интерцептор в исходном состоянии;
г) схема двигателя с БСУВТ

Рис. 1 – Схема ЖРД с БСУВТ с поворотом двигателя в шарнирном подвесе и инжекцией в сопло окислительного компонента топлива через интерцептор

МСУВТ в приведенной схеме основана на повороте камеры сгорания 1 в кардановом шарнире 4. Управление поворотом осуществляется с помощью привода узла качания 6.

ГСУВТ в приведенной схеме БСУВТ основана на возмущении сверхзвукового потока интерцептором (твердым цилиндрической формы стержнем, выступающим над поверхностью внутренней части сопла под углом к набегающему потоку) с впрыском через него окислительного компонента топлива. Интерцептор с внутренними каналами для подачи окислительного компонента топлива в «рабочем» и «нерабочем» состояниях показан на рис. 1, б) и рис. 1, в), соответственно. Узлы инжекции 5 установлены в сверхзвуковой части сопла 2 (см. рис.1, г)). Окислитель отбирается из подводящей магистрали окислителя 10 и дожигается в потоке восстановительного генераторного газа, отбираемого за турбиной турбонасосного агрегата 3, подающегося в кольцевой коллектор 11, установленный за сечением впрыска.

Применение интерцепторной системы позволяет существенно (в 1,5 – 2 раза) повысить эффективность возмущения сверхзвукового потока по сравнению с «безынтерцепторным» впрыском окислительного компонента. При создании боковой силы интерцептором существенно снижается расход окислителя на создание управляющих усилий, который может использоваться только для охлаждения интерцептора в потоке соплового газа.

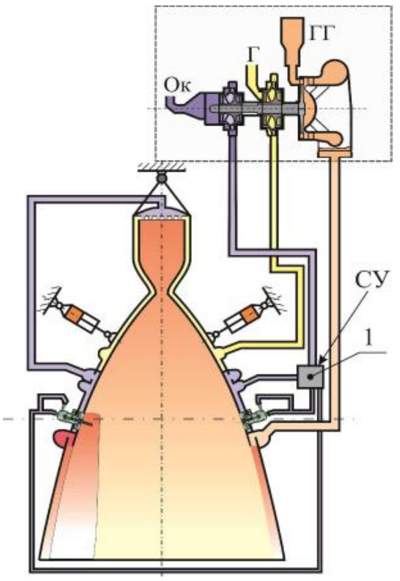
Управление интерцепторами осуществляется при помощи электропневмоклапанов 8, использующих гелий из штатной системы двигателя 9 (рис. 1, г))

Большие управляющие усилия обеспечиваются поворотом камеры в кардановом шарнире с частотой не более 5 Гц. Парирование малых возмущений (например, в режиме стабилизации ступени) обеспечивается выдвижением интерцептора с впрыском окислительного компонента топлива в дискретном или аналоговом режиме с частотой до ~ 30 Гц.

В процессе полета МСУВТ (в составе БСУВТ) парирует большие детерминированные возмущения, ГСУВТ – высокочастотные возмущения малой амплитуды.

Данная схема с минимальными доработками может быть использована для обеспечения раздельного (между подсистемами в рамках БСУВТ) управления вектором тяги космических ступеней ракет-носителей, в частности для РКН "Циклон-4М".

Наряду со схемой БСУВТ, приведенной на рис. 1, можно использовать схему с МСУВТ, аналогичной той, которая применяется в двигателе РД-861К. Схема ЖРД с БСУВТ и гидроприводами интерцепторов представлена на рисунке 2.

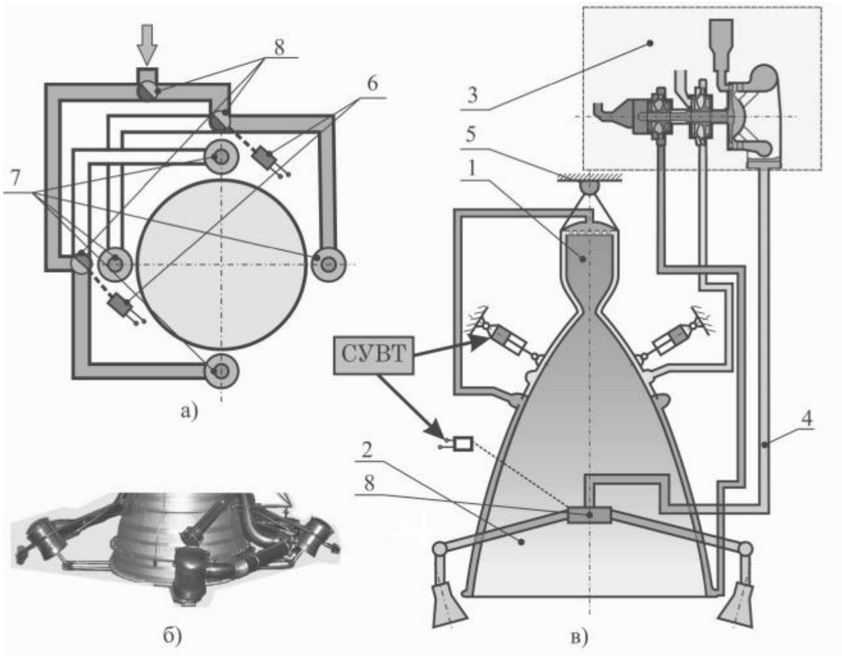


1 – электрогидроклапаны (по плоскостям стабилизации)

Рис. 2 – Схема ЖРД с БСУВТ и гидроприводами интерцепторов

В отличие от схемы БСУВТ, приведенной на рис. 1, в такой схеме управление интерцепторами осуществляется при помощи электрогидроклапанов 1, использующих горючее из основной магистрали. Такая схема не предусматривает использование гелия, и ее применение может существенно повысить общее быстродействие системы стабилизации.

На рисунке 3 приведена схема ЖРД с БСУВТ, включающей поворотную камеру и выхлопные управляющее сопла.



1 – камера сгорания; 2 – сопло; 3 – ТНА; – газоводы; 5 – шарнирный узел; 6 – привод газораспределителей; 7 – выхлопные сопла; 8 – газораспределители.

а) система стабилизации;

б) управляющие сопла;

в) двигатель

Рис. 3 – Схема ЖРД с БСУВТ, включающей поворотную камеру и выхлопные управляющие сопла

В отличие от приведенных выше (рис. 1, 2) такая схема выгодно отличается простотой возможной доработки существующих открытых схем ЖРД с выхлопными соплами. МСУВТ обеспечивает ориентацию КСР и парирование детерминированных возмущений. Перераспределение отработанного газа турбины между выхлопными соплами обеспечивает стабилизацию полета и парирование высокочастотных случайных возмущений.

В процессе возмущенного полета отработанный генераторный газ отбирается за турбиной 3 и по газоводам 5 через газораспределители 9 поступает к выхлопным соплам 8.

Следует отметить, что такая схема может проигрывать первым двум в динамических характеристиках на режимах стабилизации полета.

Бифункциональная система управления вектором тяги двигателя, совмещающая механическую и газодинамическую системы управления, позволяет реализовать новые подходы к функционированию систем управления вектором тяги. Однако в связи с сочетанием в рамках БСУВТ двух автономных СУ с различными конструктивными и динамическими характеристиками появляется проблема согласования их действий. Необходимо разработать механизм рационального распределения между ними функциональных задач полета КСР, принципа взаимодействия МСУВТ и ГСУВТ между собой и с системой управления полетом в условиях штатных и нештатных ситуаций.

Проведенный анализ данных телеметрической информации по углу отклонения в плоскости тангажа первой камеры сгорания ДУ 11Д520 (двигателя 1-й ступени ракеты «Зенит-2S») [7] показал следующее (см. рис. 4). В кратковременном диапазоне работы двигателя (с 12 с по 16 с на рис. 4) из общего распределения входного сигнала (угла поворота камеры) можно выделить низкочастотный среднестатистический тренд (основную тенденцию изменения значений сигнала) большой амплитуды и высокочастотные осцилляции малой амплитуды (отклонения от тренда). На рис. 4 кривая тренда показана штриховой линией.

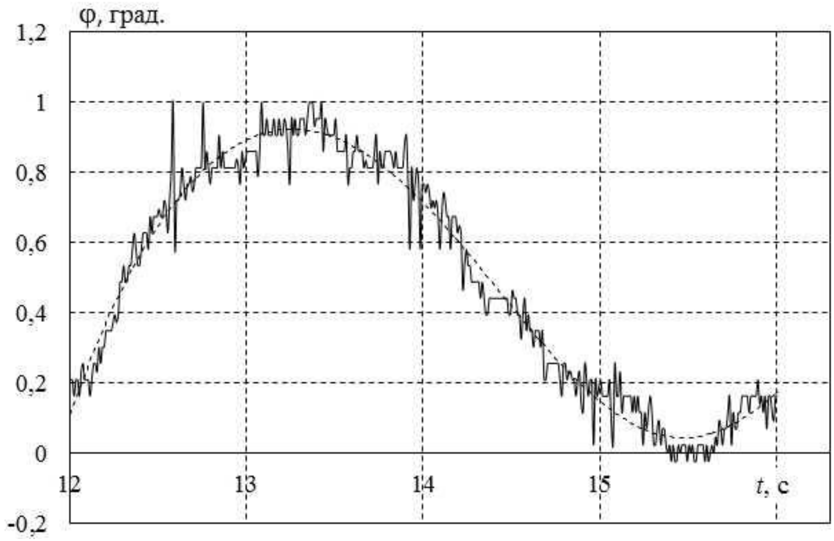


Рис. 4 – Телеметрическая информация по углу отклонения первой камеры сгорания ДУ 11Д520 с выделенным трендом

Для парирования отклонения вектора тяги, соответствующего трендовым значениям входного сигнала, необходимы значительные управляющие усилия. С другой стороны, при парировании отклонения вектора тяги, соответствующего осцилляциям входного сигнала, первостепенное значение имеет быстродействие системы управления, а малая амплитуда осцилляций (относительно тренда) не требует больших управляющих усилий.

Предварительные исследования особенностей управления вектором тяги двигателя с использованием БСУВТ показали возможность разделения общей задачи определения ее характеристик на расчет низкочастотных (условно «статических») и высокочастотных (условно «динамических») характеристик. При определении характеристик управления ступенью также представляется возможным [8] решать задачи, связанные с определением статических и динамических характеристик исполнительных органов управления вектором тяги двигателя, отдельно от задач исследования устойчивости полета ступени.

На основе этого при парировании возмущений, действующих на КСР, предлагается разделять управляющий сигнал на «статическую» (или низкочастотную) и «динамическую» (или высокочастотную) составляющие управляющего воздействия на КСР. Выделенная из общего сигнала на управление среднестатистическая составляющая («статическая») управляющего усилия парируется МСУВТ, которая в основном решает задачу ведения космической ступени по заданной траектории. «Динамическая» составляющая управляющего усилия парируется ГСУВТ, которая отражает случайные возмущения и, в основном, решает задачи стабилизации ступени, а также может использоваться для активного подавления поперечных колебаний конструкции объекта. Механическая СУВТ обеспечивает регулирование вектора тяги в широком диапазоне в пределах возможности приводов поворота, но с высокой степенью инерции. Газодинамическая СУВТ обеспечивает регулирование вектора тяги в узком диапазоне, но с высоким быстродействием. Такое распределение функций подсистем БСУВТ позволит за счет исключения динамической составляющей управляющего усилия уменьшить мощность приводов МСУВТ. Обе системы управления в составе БСУВТ могут функционировать автономно и могут быть соединены механически или электрически для совместного функционирования. При этом БСУВТ является «задублированной», т. е. более надежной, поскольку в случае выхода из строя одной из подсистем управления вектором тяги задача управления объектом будет выполнена (возможно, с большими потерями на управление, но без аварийного исхода работы объекта).

Поскольку в БСУВТ потери на управление в основном определяются работой ГСУВТ, оптимальность разделения управляющего сигнала определяется минимизацией потерь импульса двигателя на управление вектором тяги.

На рисунке 5 приведена общая блок-схема БСУВТ.

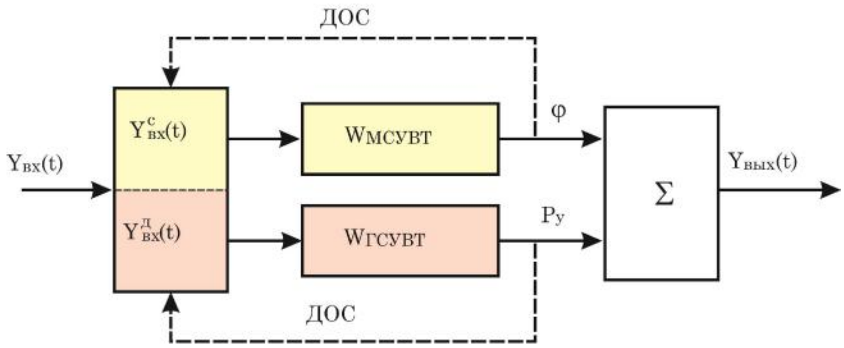


Рис. 5 – Блок-схема БСУВТ

Программный блок системы управления производит предварительную обработку управляющего сигнала $Y_{BX}(t)$, в результате которой управляющий сигнал оптимально разделяется на «статическую» и «динамическую» составляющие. Далее СУ генерирует напряжение, пропорциональное «статической» составляющей управляющего сигнала $Y^{C}_{BX}(t)$, на электроприводы

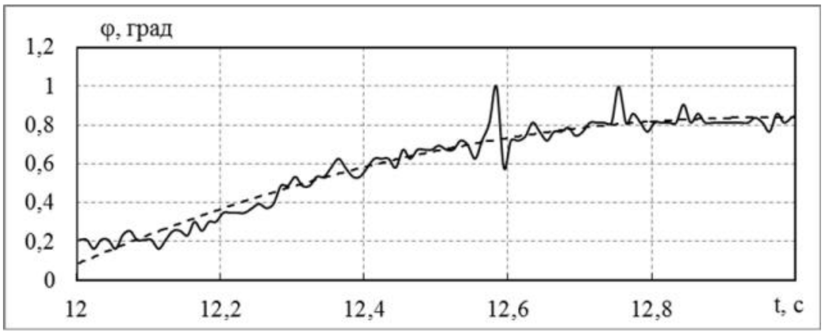
МСУВТ, которая по цепочке передаточных функций исполнительных органов МСУВТ $W_{МСУВТ}$ создает усилие (угол отклонения сопла φ), парирующее низкочастотные колебания возмущающего сигнала. На электроприводы ГСУВТ подается напряжение, пропорциональное динамической составляющей управляющего сигнала $Y_{ВХ}^{Д}(t)$, и по цепочке передаточных функций ИО ГСУВТ $W_{ГСУВТ}$ генерируются управляющие усилия (боковая сила $P_у$), парирующие высокочастотные колебания возмущающего сигнала. В блоке $\sum$ составляющие управляющего усилия суммируются. Датчики обратной связи (ДОС) по составляющим корректируют управляющее усилия $Y_{ВХ}(t)$.

При автономном функционировании подсистем БСУВТ, в зависимости от амплитуды и частоты входного сигнала, его отрабатывает соответствующая СУВТ. МСУВТ парирует низкочастотные сигналы большой амплитуды, ГСУВТ – высокочастотные сигналы малой амплитуды. Соответствие между представлением управляющего сигнала во временной области и его представлением в области частот, в простейшем случае, определяется интегральными соотношениями, составляющими преобразования Фурье. Целью анализа является определение коэффициентов ряда Фурье и построение аппроксимирующей функции для периодического сигнала, образованного из импульсов заданной формы [9].

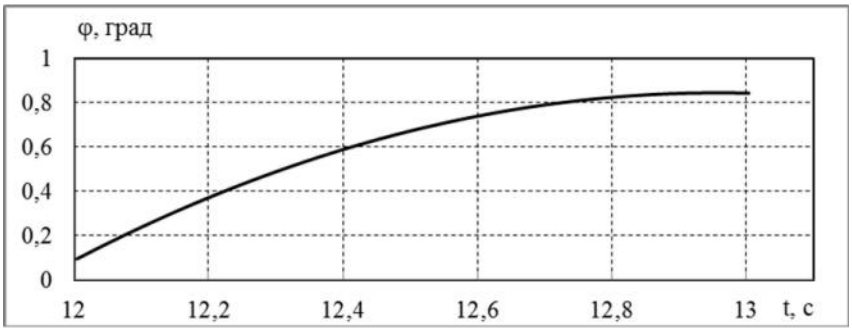
При одновременной совместной работе обеих подсистем в составе БСУВТ механическая подсистема отрабатывает среднестатистическую составляющую управляющего сигнала (тренд), а газодинамическая парирует динамическую составляющую управляющего сигнала (отклонения от тренда).

Алгоритм одновременного функционирования обеих СУВТ в рамках БСУВТ видится наиболее оптимальным с точки зрения эффективности и качества управления и предусматривает обработку управляющего сигнала с целью выделения детерминированной (статической) составляющей (тренда) и высокочастотных осцилляций (отклонения от тренда). Для обработки сигнала применяются сглаживающие процедуры [9], базирующиеся на предположении, что временной ряд представляет собой сумму гладкого тренда и случайных, флуктуирующих составляющих. Оптимальными сглаживающими процедурами с точки зрения соотношения эффективности и простоты являются методы скользящего среднего [10], которые математически являются одним из видов свертки, что позволяет при обработке сигналов рассматривать их как аналог фильтра нижних частот.

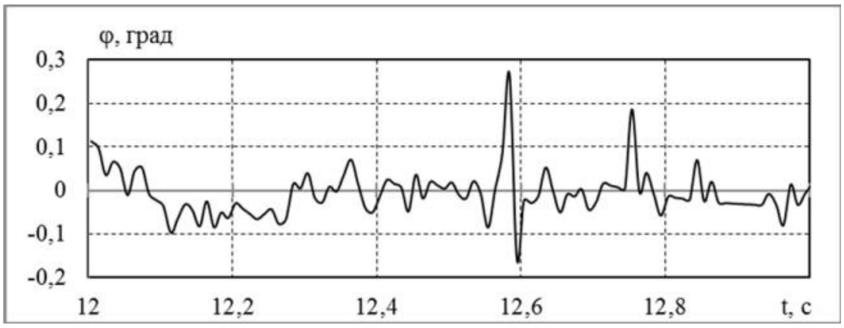
На рисунке 6 приведен результат обработки входного сигнала на примере телеметрической информации по углу отклонения в плоскости тангажа первой камеры сгорания ДУ 11Д520 во временном промежутке с 12 с по 13 с [7]. На рис. 6, а) приведен входной сигнал по углу отклонения регулируемой величины, на рис. 6, б) и 6, в) – статическая и динамическая составляющие входного сигнала соответственно.



а)



б)



в)

Рис. 6 – Запись входного сигнала (а), его статической (б) и динамической (в) составляющих

Выводы. Показано, что для космической ступени ракеты бифункциональная система управления вектором тяги двигателя позволяет с минимальными энергозатратами на управление решить комплексную задачу парирования детерминированных возмущений (возникающих, например, при отделении части полезной нагрузки) и стабилизации движения в условиях действия случайных возмущений с широким спектром частот. Предложен новый подход к анализу поступающих в систему управления вектором тяги сигналов, и разработан алгоритм формирования управляющих сигналов, что является базой для разработки структурной схемы бифункциональной системы. Выделенная из общего сигнала (поступающего в СУВТ) статическая составляющая парируется механической системой управления вектором тяги, которая в основном решает задачу ведения космической ступени по заданной траектории. Динамическая составляющая сигнала, отражающая случайные (как правило, высокочастотные) возмущения, парируется газодинамической системой управления вектором тяги и решает, в основном, задачи стабилизации ступени. Методические подходы к построению структурной схемы бифункциональной системы управления вектором тяги верифицированы с использованием телеметрической информации по углу отклонения в плоскости тангажа первой камеры сгорания ракетного двигателя 11Д520 [7].

1 *Kovalenko N. D., Sheptun U. D, Kovalenko T. A., Strelnikov G. A* The new concept of thrust vector control for rocket engine. Системні технології. 2016. № 6 (107). С. 120–127.

2 *Коваленко Т. А., Коваленко Н. Д., Сироткина Н. П.* Бифункциональная система управления вектором тяги космической ступени ракеты-носителя. Техническая механика. 2015. № 1. С. 42–54.

3 *Шептун Ю. Д.* Сравнение органов управления космической ступени носителя. Вестник ДНУ. Ракетно-космическая техника. 2011. № 14/1. С. 64–71.

4 *Коваленко Т. А., Коваленко Г. Н., Сироткина Н. П.* Управление вектором тяги ЖРД космической ступени ракеты-носителя при возникновении массовой асимметрии. Техническая механика. 2016. № 1. С. 51–59.

5 *Шептун Ю. Д., Коваленко Н. Д., Шептун Ю. Д., Коваленко Т. А.* Управление ступенью ракеты с массовой асимметрией. Материалы международной научной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее » 19 – 21 мая 2015 г., Днепропетровск: сб. докладов и тезисов. –Днепропетровск, 2015. С. 57–60.

6 *Коваленко Т. А. Шептун Ю. Д.* Космические ступени как объект управления. Сб. докл. науч. конф. «Информационные технологии в управлении сложными системами». Днепропетровск: Изд-во «Свидтер Л. А.», 2011. С. 210–213.

7 *Коваленко Н. Д., Макаров О. А. , Аксюта А. Н., Беликов А. Н., Игнатьев А. Д., Коваленко Г. Н., Темченко Р. Н., Токарева Е. Л.* Определение боковых сил в сопле ЖРД при впрыске в сверхзвуковую часть компонента топлива после выключения двигателя с использованием телеметрической информации летных испытаний. Космическая техника. Ракетное вооружение. 2009. № 1. С. 146–159.

8 *Колесников К. С.* Динамика ракет. М.: Машиностроение. 1980. 376 с.

9 *Липцер Р. Ш., Ширяев А. Н.* Статистика случайных процессов (нелинейная фильтрация и смежные вопросы). М., 1974. 696 с.

10 *Андерсон Т.* Статистический анализ временных рядов: пер. с англ. М.: Мир, 1976. 755 с.

Получено 17.11.2018,

в окончательном варианте 17.12.2018