УДК 681.518+621.452.2 *DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-9-19*

РАЗРАБОТКА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ПЕРИФЕРИЙНЫХ МОДУЛЕЙ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И АВАРИЙНОЙ ЗАЩИТЫ ДЛЯ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2016

О. А. Волнухин инженер отдела информационно-управляющих систем, Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности, г. Пересвет, Московская область, mail@nic-rkp.ru, oius-110@ya.ru

В. А. Лисейкин кандидат технических наук, начальник отдела информационно-управляющих систем, Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности, г. Пересвет, Московская область, mail@nic-rkp.ru, oius-110@ya.ru

И. А. Тожокин заместитель начальника отдела информационно-управляющих систем, Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности, г. Пересвет, Московская область, mail@nic-rkp.ru, oius-110@ya.ru

М. Н. Чурин инженер отдела информационно-управляющих систем, Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности, г. Пересвет, Московская область, mail@nic-rkp.ru, oius-110@ya.ru

Одно из перспективных направлений совершенствования стендовых информационно-управляющих систем и систем аварийной защиты связано с разработкой интеллектуальных периферийных модулей, обеспечивающих связь с объектом испытания. Наличие в составе таких модулей собственных процессоров позволяет решать задачи приёма сигналов с датчиков и формирования управляющих воздействий на исполнительные органы объекта управления на нижнем уровне (без участия центрального контроллера), обеспечивая повышение надёжности и качества управления. В статье представлены разработки, непосредственно связанные с задачами управления и регулирования параметров жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) при их стендовых испытаниях: задачи управления электрогидравлическими сервоприводами качания камер сгорания; управления шаговыми двигателями для регулирования соотношения компонентов топлива и управления рулевыми двигателями; приёма, обработки и регистрации сигналов турбинных расходомеров и датчиков чисел оборотов вала турбонасосных агрегатов.

Стендовые испытания ЖРД; системы управления и аварийной защиты; интеллектуальные устройства связи с объектом управления.

Цитирование: Волнухин О.А., Лисейкин В.А., Тожокин И.А., Чурин М.Н. Разработка интеллектуальных периферийных модулей систем управления и аварийной защиты для стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 9-19. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-9-19

Одним из направлений деятельности ФКП «НИЦ РКП» является создание информационно-управляющих систем (ИУС) и систем аварийной защиты (САЗ) для стендовой отработки ЖРД и двигательных установок (ДУ) ракет-носителей (РН) и космических аппаратов, которое всегда находилось в сфере деятельности ФКП «НИЦ РКП». Только за последние пять лет были разработаны и внедрены более двух десятков ИУС и САЗ на стендах ФКП «НИЦ РКП». Системы обеспечили экспериментальную отработку ступеней РН «Союз-2-1б», «Союз-2-1в», «Ангара», ДУ космических аппаратов «Навигатор», «Фобос-Грунт», ЖРД на компонентах «кислород-керосин», «кислород-метан» и др.

Более десятка ИУС обеспечивают отработку целого ряда серийных ЖРД ракетносителей боевого и гражданского назначения, а также разгонных блоков и космических аппаратов на стендах ОАО «КУЗНЕЦОВ», ОАО «Красмаш», КБХМ имени А.М. Исаева и др.

Системы управления и аварийной защиты при стендовых испытаниях ЖРД и ДУ [1] выполняют функции управления, контроля и аварийной защиты стенда и объекта испытания, включающие в себя следующие задачи:

- управление технологическими системами стенда, обеспечивающими подачу на изделие компонентов топлива, газов и рабочих сред, термостатирование изделия, безопасность проведения испытаний;
- управление запуском и остановом двигателя;
- регулирование соотношения компонентов топлива, управление тягой двигателя;
- управление вектором тяги по заданной циклограмме;
- аварийная защита ЖРД.

В зависимости от объекта и задач испытаний стендовая ИУС может компоноваться из нескольких подсистем, решающих каждая свою задачу, обеспечивая управление тысячами элементов автоматики по сложным алгоритмам в едином, синхронизированном от глобальных спутниковых систем (ГЛОНАСС/GPS) цикле 10 мс.

Одним из перспективных направлений развития стендовых ИУС является разработка интеллектуальных периферийных модулей, обеспечивающих связь с объектом управления. Наличие в составе таких модулей собственных мощных процессоров позволяет решать задачи приёма сигналов с датчиков и формирования управляющих воздействий на исполнительные органы объекта управления на нижнем уровне (без участия центрального контроллера), обеспечивая повышение надёжности и качества управления.

В статье представлены разработки, непосредственно связанные с задачами управления и регулирования параметров ЖРД при их стендовых испытаниях: задачи управления электрогидравлическими сервоприводами (ЭГС) качания камер сгорания ЖРД; управления шаговыми двигателями для регулирования соотношения компонентов топлива и управления рулевыми двигателями; приёма, обработки и регистрации сигналов турбинных расходомеров и датчиков чисел оборотов вала турбонасосного агрегата (ТНА). Рассмотрим подробнее каждую из разработок.

Управление ЭГС. ЭГС представляет собой электрогидравлическую следящую систему с механической отрицательной обратной связью и непрерывным управлением по командам системы управления летательного аппарата.

На рис. 1 представлена схема ЭГС универсального ракетного модуля (УРМ) «Ангара».

В качестве управляющего звена в сервоприводе применён электромеханический преобразователь, находящийся вне гидромеханического контура. Управление ЭГС осуществляется подачей тока на поляризованный электромагнит, который, в свою очередь, с помощью гидравлики обеспечивает отклонение камер сгорания.

Основная проблема заключается в реализации требований циклограммы управления ЭГС при огневых стендовых испытаниях ЖРД. Типичная циклограмма включает в себя набор воздействий определённого типа: синусоидальные колебания тока различной частоты (от 0.1 до 30 Гц) и амплитуды (от -50 до +50 мА), прямоугольные импульсы тока различной полярности, линейно нарастающий ток и т.п. Примеры типовых сигналов управления ЭГС представлены на рис. 2.

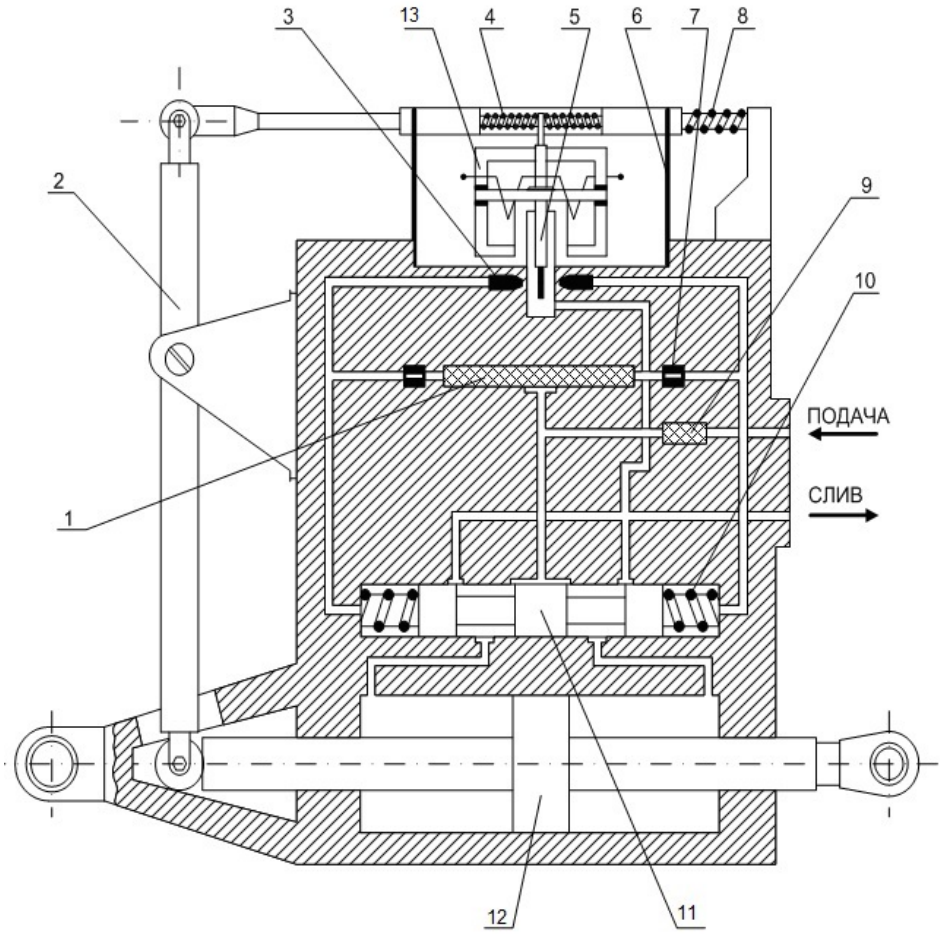


Рис. 1. Принципиальная схема электрогидравлического сервопривода:
1 – фильтр; 2 – рычаг; 3 – сопло; 4 – пружина позиционная; 5 – заслонка; 6 – пластина; 7 – дроссель; 8 – пружина люфтовыбирающая; 9 – фильтроэлемент; 10 – пружина; 11 – золотник; 12 – шток; 13 – электромеханический преобразователь (ЭМП)

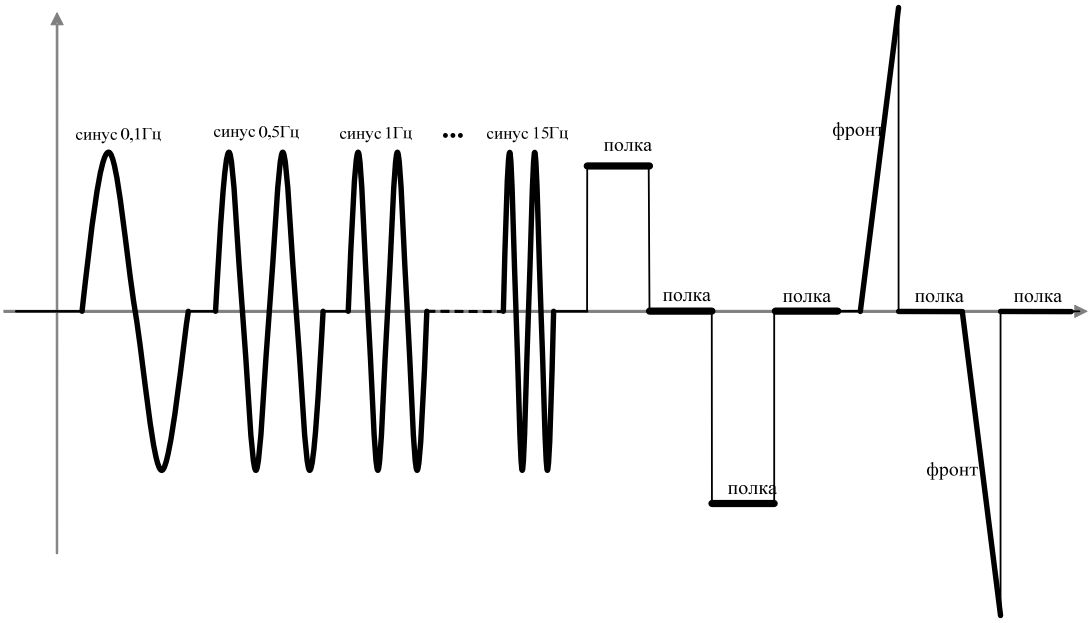


Рис. 2. Типовые циклограммы управления ЭГС при стендовых испытаниях

Рассмотрим подход к решению задач управления вектором тяги при испытаниях УРМ1 и УРМ2 «Ангара» на стенде ИС-102 ФКП «НИЦ РКП», реализованный в информационно-управляющей системе ИУС-ЭГС. Функциональная схема управления ЭГС при испытаниях УРМ1 и УРМ2 представлена на рис. 3, *а*.

Поскольку ИУС принадлежит к классу дискретных систем, то любая задача управления выполняется с циклом, равным или пропорциональным длительности такта системы, включая решения задачи формирования управляющего сигнала ЭГС.

Как видно из рис. 3, *а*, в контроллере ИУС-ЭГС функционируют одновременно несколько задач с разными параметрами дискретизации:

- задача управления, работающая с циклом 5 мс и обеспечивающая выполнение циклограммы управления ЭГС (запуск/останов, переключение режимов), дискретный ввод/вывод, выполнение команд «ручного» управления, формирование и передачу данных для регистрации и визуального отображения параметров;
- задача ввода сигналов аналоговых датчиков давления и положения, работающая с циклом 1 мс;
- задача вывода управляющих сигналов ЭГС, работающая с циклом 500 мкс, формирующая коды управляющих сигналов на четыре независимых ЭГС и их передачу по внутреннему интерфейсу контроллера на модуль формирования токов МФТ4М.

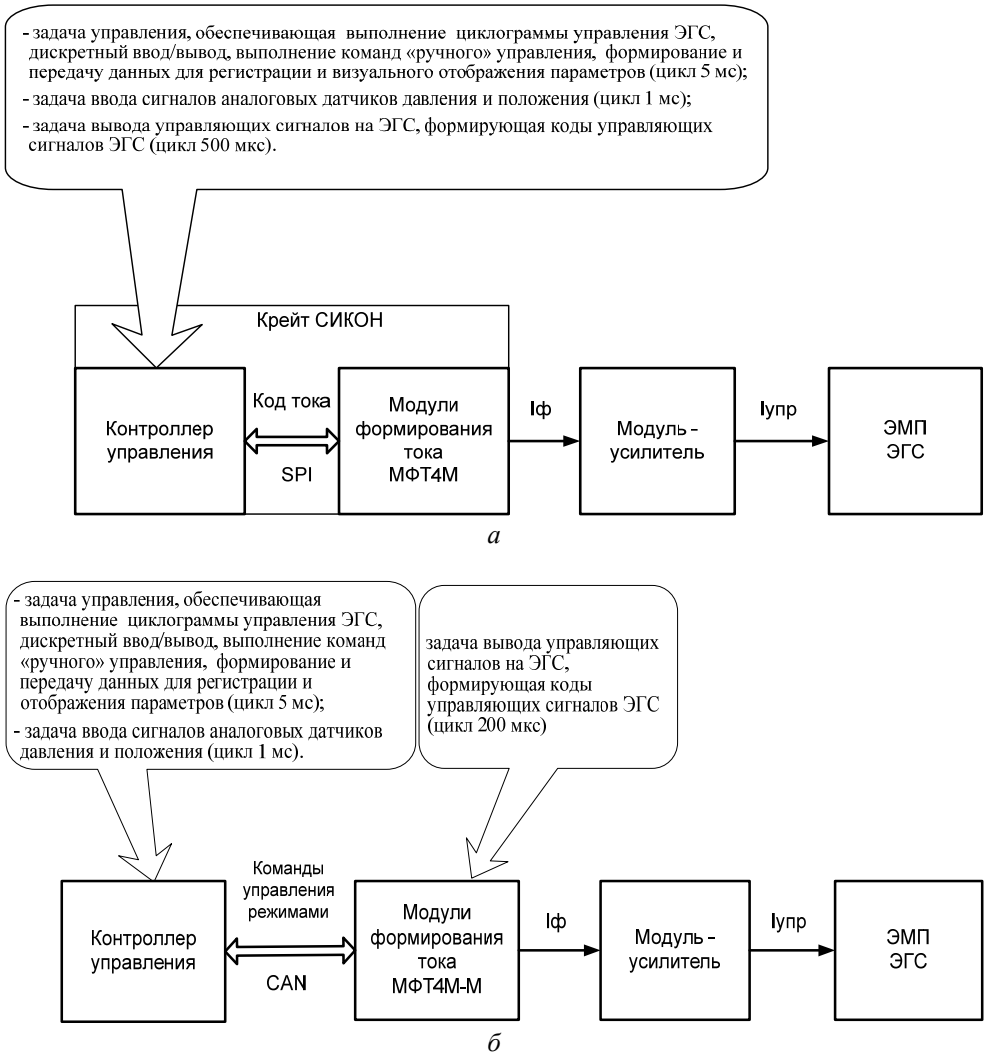


Рис. 3. Функциональная схема управления ЭГС при испытаниях УРМ1 и УРМ2 «Ангара» (а) и в ИУС нового поколения (б)

Требования надёжной реализации комплекса задач в условиях ограниченной производительности контроллера и обеспечения воспроизведения заданного сигнала управления с требуемой точностью диктуют необходимость выбора периода дискретизации сигнала и соответственно цикла задачи управления ЭГС, которую можно реализовать существующими аппаратными средствами. При испытаниях ступеней ракеты «Ангара» длительность такта формирования управляющих сигналов составляла 500 мкс.

Одним из направлений совершенствования ИУС-ЭГС является повышение точности воспроизведения заданного сигнала управления и, следовательно, точности определения амплитудно-фазовой частотной характеристики (АФЧХ) тракта управления вектором тяги ракет-носителей. Решением этой задачи является передача функции формирования сигналов управления ЭГС из контроллера в периферийное устройство связи с объектом. Функциональная схема управления ЭГС в ИУС нового поколения представлена на рис. 3, *б*.

Как видно из рисунка, задача вывода управляющих сигналов на ЭГС реализована не в контроллере, а в модуле формирования тока МФТ4М-М. Макетный образец такого модуля был разработан ФКП «НИЦ РКП» совместно с ООО «Компекс-Т» (г. Москва) в 2014 - 2015 гг.

Модуль построен на базе материнской платы SK-NANO-MB с мезонинным процессорным модулем SK-MVF6-NANO российской разработки на базе процессора Freescale Vybrid MVF61NN151 (ARM Cortex-A5 500МГц + Cortex-M4 167 МГц) с ОЗУ DDR3-800 256 Мбайт и ПЗУ NAND Flash SLC 256 Мбайт. Плата имеет внешние интерфейсы 100/10M Ethernet, 2xUSB, SD/MMC, SPDIF, SPI, 3xUART, CAN, PWM, 2xI2C, GPIO, JTAG, ADC, DAC.

Запись в память модуля программы управления четырьмя электромагнитными преобразователями (ЭМП) ЭГС может осуществляться дистанционно с пульта оператора ИУС-ЭГС посредством Ethernet. Связь с управляющим контроллером для передачи сигналов на запуск и останов циклограммы, смену режима и выбор формы воспроизводимого сигнала может быть реализована как по CAN, так и по Ethernet. Формирование управляющих воздействий на ЭГС осуществляется в макете модуля с циклом 200 мкс. Макет модуля был отработан с использованием эквивалента ЭМП, аналогичного ЭМП, используемого в ЭГС космического ракетного комплекса «Ангара». Положительные результаты испытаний позволили перейти к разработке опытного образца модуля управления ЭГС.

Таким образом, перераспределение функций управления между контроллером и периферийным модулем позволило снять значительную нагрузку с контроллера и уменьшить длительность такта с 500 до 200 мкс, существенно повысив точность воспроизведения сигналов управления ЭГС.

Управление шаговыми двигателями. Аналогичный принцип локализации основного объёма задачи управления на уровне периферийного устройства связи с объектом был реализован и при разработке модуля управления шаговыми двигателями (ШД), которые используются как в системах регулирования соотношения компонентов топлива и тяги ЖРД, так и в системах управления вектором тяги.

Управление шаговым двигателем выполняется подачей на обмотки (обычно их четыре) импульсов напряжения постоянного тока. Последовательность подачи импульсов чётко регламентирована и определяет направление вращения вала двигателя, а длительность импульсов – скорость вращения (рис. 4). Поворот вала (шаг) происходит при снятии напряжения с одной из обмоток и подаче на другую обмотку. При этом частота переключений доходит до 500 в секунду. Вместе с тем, разработчиками ШД предъяв-

ляются требования к крутизне фронтов управляющих импульсов, которые не должны превышать величин, как правило, составляющих доли миллисекунды.

Решение задачи управления ШД на уровне контроллера требует существенных вычислительных ресурсов, что обуславливает необходимость создания, как правило, отдельной нерезервированной подсистемы, в то время как локализация её на «нижнем» уровне даёт возможность встраивать каналы управления ШД в традиционную структуру резервированной ИУС.

Возможность выполнения основных функций управления ШД обеспечивает модуль нового поколения МВДМ32-13. В модуле применены так называемые «умные» бесконтактные быстродействующие ключи фирмы Infenion, обеспечивающие коммутацию сигналов управления током до 4 А в течение единиц микросекунд и защиту от короткого замыкания.

Модуль оснащён процессором фирмы NXP, обеспечивающим функционирование программы управления, которая формирует импульсы на обмотки ШД частотой до 500 Гц.

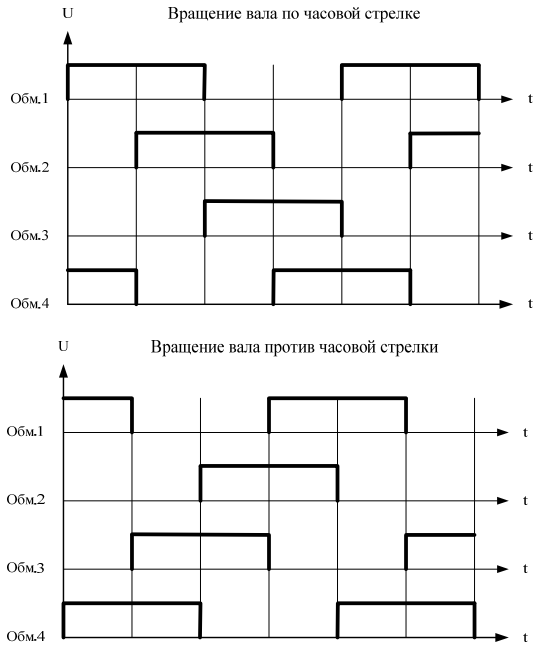


Рис. 4. Диаграмма управления шаговым двигателем

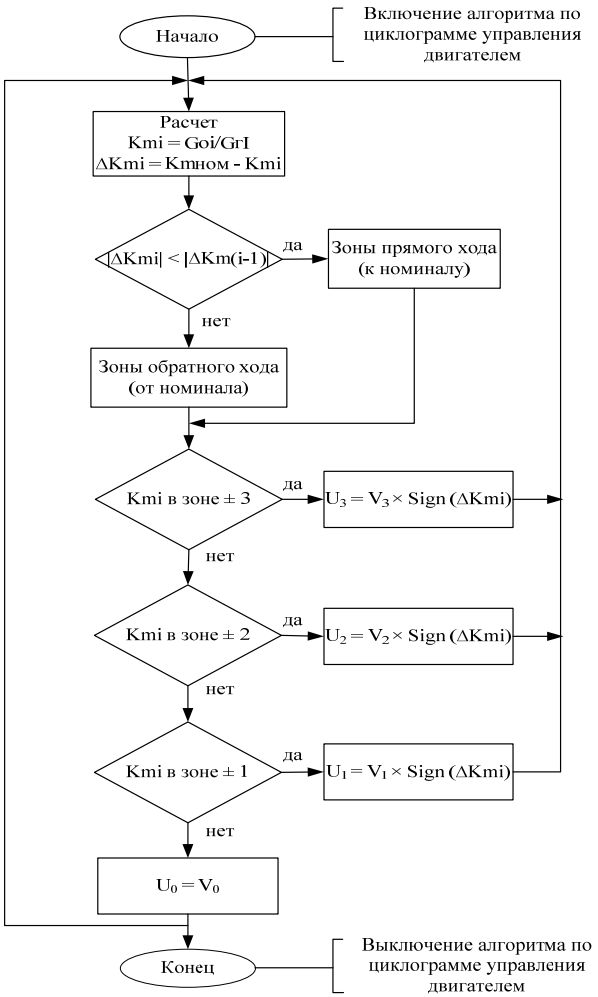
Переключение режима управления, частота управляющих импульсов и последовательность их чередования, определяющая направление вращения вала, передаются из контроллера по трём интерфейсам RS-485 с тактом 10 мс.

Если аппаратная часть модуля универсальна и позволяет использовать его как в контурах регулирования соотношения компонентов и тяги двигателя, так и в контуре управления вектором тяги, то программа управления носит объектно-ориентированный характер, учитывающий специфику задачи управления.

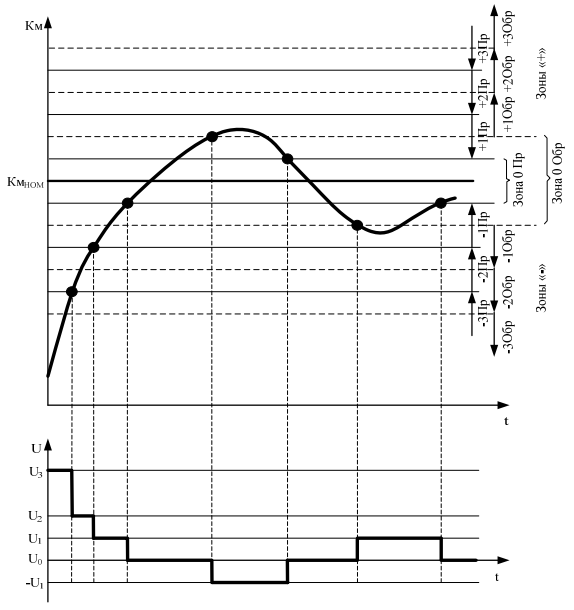
Рассмотрим решение двух разноплановых задач модулем управления ШД.

На рис. 5 представлен пример блок-схемы алгоритма поддержания соотношения компонентов топлива ЖРД и диаграммы формирования управляющих воздействий на привод регулятора.

Текущее значение соотношения компонентов топлива в камере сгорания Км рассчитывается как отношение массовых расходов окислителя (Go) и горючего (Gg) в контроллере управления. После вычислений определяется отклонение текущего вычисленного значения соотношения от заданного (ΔK_{mi}) и его знак (Sign (ΔK_{mi})). В зависимости от этих параметров формируется управляющее воздействие (U) на шаговый двигатель регулятора соотношения компонентов (РСК), определяющее скорость (V) и направление вращения вала привода. Параметры U, V и Sign (ΔK_{mi}) транслируются из контроллера в модуль управления ШД, программное обеспечение которого автоматически определяет требуемые при текущем рассогласовании сигналы на обмотки ШД, в соответствии с которыми формируется алгоритм управления выходными ключами модуля.



а



б

Рис. 5. Блок-схема алгоритма регулирования соотношения компонентов топлива в камере сгорания ЖРД (а) и диаграмма формирования управляющих воздействий на привод в зависимости от текущего значения соотношения (б)

Другая практическая задача, решаемая приводом с шаговым двигателем – отклонение камер сгорания рулевого двигателя по циклограмме, включающей в себя как полки (рис. 2), так и отклонения по синусоидальному закону с разной частотой, но с фиксированным количеством шагов, выполняемых ШД в течение одного периода.

В данном случае контроллер выдает в модуль управления ШД характеристики режима (тип, частота синусоидального сигнала, амплитуда), в соответствии с которыми в модуле формируются управляющие сигналы на обмотки ШД. Например, для синусоидального режима выполняется расчёт времени, прошедшего от начала режима до очередного шага, по следующей формуле:

$$t_i = \frac{1}{2\pi F}\sum_{i=0}^{\infty}\left|\arcsin\frac{N_{i+1}}{N} - \arcsin\frac{N_i}{N}\right| - \frac{1}{2}\cdot\frac{1}{2\pi F}\left|\arcsin\frac{N_{i+1}}{N} - \arcsin\frac{N_i}{N}\right|,$$

где N_i принимает значение текущего шага, N – заданное максимальное число шагов (амплитуда), F – заданная частота синусоидального сигнала.

Результат реализации данного режима приведён на рис. 6.

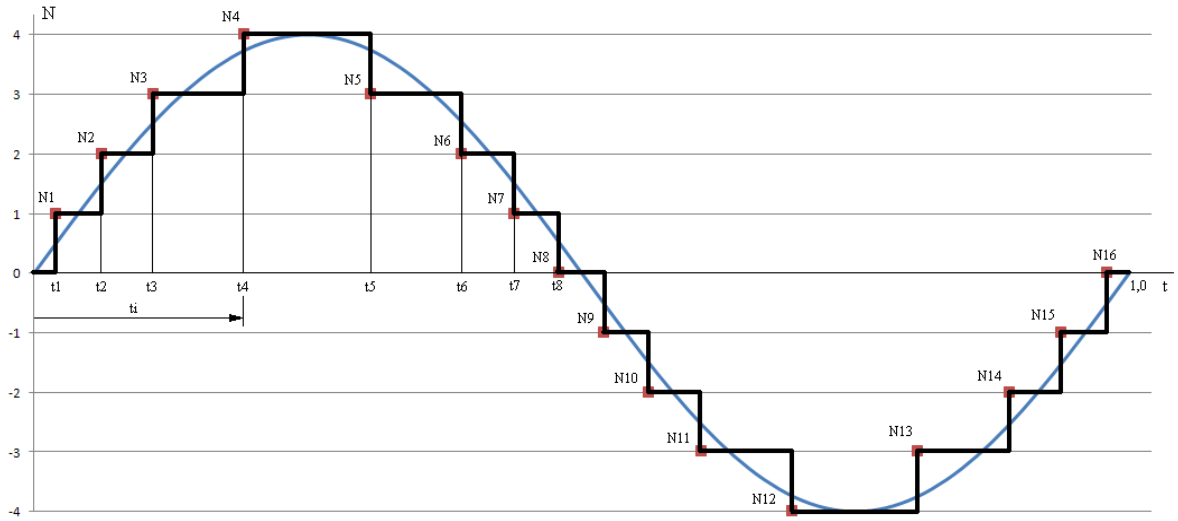


Рис. 6. Диаграмма управления ШД при реализации режима синусоидального отклонения камер сгорания с амплитудой N=4 шага и частотой F=1,0 Гц

Отработка модуля управления ШД выполнена с использованием модельного шагового двигателя, аналогичного двигателям, используемым в составе тракта управления вектором тяги ЖРД.

Таким образом, создан и отработан универсальный модуль управления шаговыми двигателями, адаптируемый под разные задачи управления ЖРД и встраиваемый в ИУС различных структур резервирования.

Измерение расходов и чисел оборотов. Важной задачей для регулирования параметров двигателя и его аварийной защиты является надёжный приём сигналов турбинных расходомеров и датчиков чисел оборотов турбонасосных агрегатов. Простые методы измерений основаны на задании фиксированных порогов и подсчёте числа событий, связанных с выходом за порог положительных и отрицательных полуволн сигналов датчиков, а также определении периода времени между первым и последним таким событием на интервале измерения. Недостаток метода состоит в выборе порога,

заведомо парирующего помехи, особенно на низких частотах, при которых сигнал от датчика находится на уровне единиц и десятков милливольт.

Более совершенные методы используют плавающий порог, который увеличивается или уменьшается в зависимости от амплитуды сигнала. Наиболее помехозащищённым является измерение с помощью плавающего порога вольт-секундной площади сигнала.

Алгоритм работы преобразователя реализован следующим образом. Аналоговый сигнал, поступающий с датчика оборотов, с помощью аналого-цифрового преобразователя оцифровывается с частотой *TimerFreq* = 50000 Гц. Поскольку для измерения необходимо различать разнополярные импульсы, то непрерывно ведётся вычисление среднего значения амплитуды входного сигнала. Сравнением абсолютного значения сигнала со средним значением определяется момент смены полярности сигнала. Переход сигнала через среднее значение инкрементирует счётчик периодов.

Одновременно ведётся непрерывный подсчёт вольт-секундной площади текущего импульса (S_i) и сравнение его с пороговым значением ($S_{\min}$). В алгоритме задаётся начальное значение пороговое значение $S_{\min}$, которое пересчитывается с каждым новым импульсом:

$$S_{\min} = (S_{\min} + S_i / 4) / 2.$$

Это позволяет отслеживать монотонный рост или снижение амплитуды сигнала с изменением частоты. Однако в любом случае значение порога не может быть меньше начального. Расчёт площади выполняется отдельно для импульсов разной полярности. Если на данном импульсе текущая площадь достигла или превысила значение порога и то же самое возникло и на предыдущем импульсе противоположной полярности, этот импульс учитывается при вычислении частоты (время данного события запоминается, а счётчик данных событий инкрементируется). В противном случае этот импульс игнорируется.

По завершении интервала измерения значение частоты сигнала рассчитывается по следующей формуле:

$$Freq = (EventCnt - 1)\, TimerFreq / Interval,$$

где *EventCnt* – число импульсов входного сигнала за интервал измерения; *Interval* – разность между первым и последним импульсом в тиках частоты съёма данных (*TimerFreq* = 50000 Гц); *Freq* – значение частоты входного сигнала.

Если в интервале меньше двух импульсов, то добавляется ещё один интервал измерения. Добавление интервалов выполняется до определённого значения, а если импульсы отсутствуют, то частота обнуляется.

Диаграмма работы алгоритма измерения частоты при подаче сигнала турбинного расходомера приведена на рис. 7: линия №1 – сигнал с расходомера; линия №2 – расчётное значение для определения смены полярности сигнала; линия №3 – импульсы на входе счётчика.

Как только выполнено вычисление в очередном такте (10 мс), то полученные данные выдаются в сеть CAN в соответствии со схемой, приведённой на рис. 8. Телеграмма содержит не только значение частоты, но и дополнительную информацию, которая может быть полезна при диагностике работы модуля.

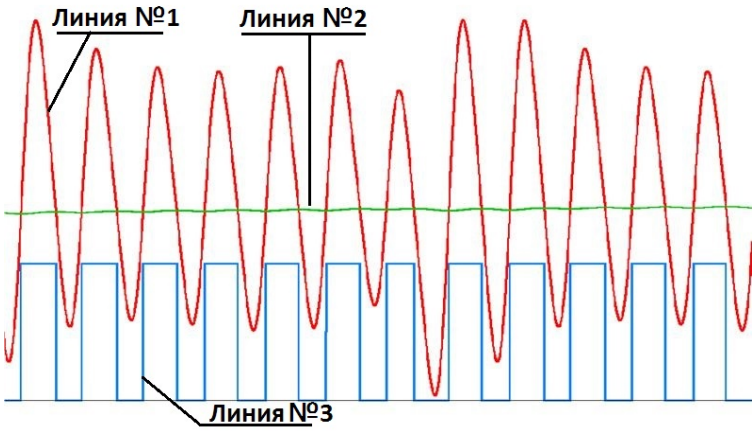


Рис. 7. Диаграмма работы алгоритма измерения частоты

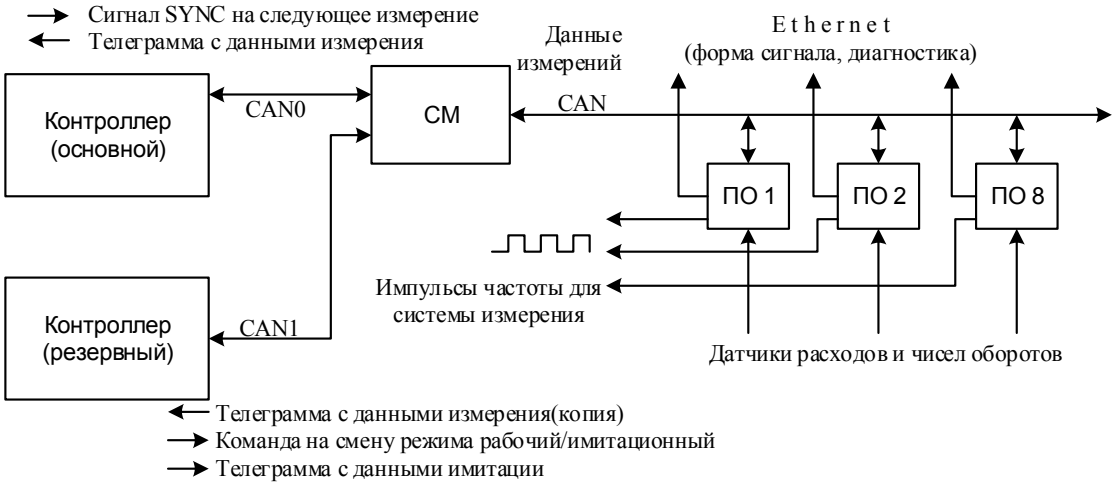


Рис. 8. Структурная схема подключения преобразователей оборотов (ПО) к контроллерам ИУС

Преобразователь обеспечивает измерение частотных сигналов датчиков расхода и чисел оборотов в диапазоне от 10 до 10000 Гц с амплитудой от 15 до 12000 мВ и скважностью от 2 до 10.

Данный способ измерений показал свою эффективность при испытаниях различных изделий ракетно-космической техники. Новая разработка добавила к существующему функционалу возможность регистрации и передачи по локальной вычислительной сети Ethernet в режиме реального времени значения измерений непосредственного сигнала датчика с частотой 50 кГц, что немаловажно для последующего анализа и диагностики дефектов турбинных расходомеров. Кроме того, данная функция позволяет выполнить отработку измерительных каналов систем управления и аварийной защиты с использованием сигналов, близких к сигналам с реальных датчиков.

Библиографический список

1. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Сайдов Г.Г., Тожокин И.А. Информационно-управляющие системы для стендовых испытаний ЖРД и двигательных установок. М.: Машиностроение-Полет, 2012. 406 с.

DEVELOPMENT OF INTELLIGENT PERIPHERAL DEVICES OF CONTROL AND EMERGENCY PROTECTION SYSTEMS FOR GROUND TESTING OF LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES

© 2016

O. A. Volnukhin engineer, Research and Test Center of Rocket and Space Industry, Peresvet, Moscow region, Russian Federation, mail@nic-rkp.ru, oius-110@ya.ru

V. A. Liseykin Head of Department, Research and Test Center of Rocket and Space Industry, Peresvet, Moscow region, Russian Federation, mail@nic-rkp.ru, oius-110@ya.ru

I. A. Tozhokin Deputy Head of Department, Research and Test Center of Rocket and Space Industry, Peresvet, Moscow region, Russian Federation, mail@nic-rkp.ru, oius-110@ya.ru

M. N. Churin engineer, Research and Test Center of Rocket and Space Industry, Peresvet, Moscow region, Russian Federation, mail@nic-rkp.ru, oius-110@ya.ru

One of the promising trends in the improvement of stand test data management and control systems and emergency protection systems involves the development of intellectual peripheral devices that provide communication with test articles. Due to the incorporation of their own processors in such devices they can solve problems of receiving data from sensors and initiating lower level control actions (independently from the master controller) on the actuators of controlled objects, which enhances the reliability and quality of control. The paper presents the latest developments directly related to the control of liquid-propellant rocket engine (LRE) parameters during stand tests, i.e. control of electro-hydraulic tilt actuators of LRE combustion chambers; control of stepping motors for the regulation of mixture ratio and control of vernier engines; receiving, processing and recording of signals from turbine flow meters and turbopump RPM sensors.

LRE ground testing; control and emergency protection systems; intelligent communication interface units.

Citation: Volnukhin O.A., Liseykin V.A., Tozhokin. I.A., Churin M.N. Development of intelligent peripheral devices of control and emergency protection systems for ground testing of liquid-propellant rocket engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 4. P. 9-19.
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-9-19

References

1. Liseykin V.A., Milyutin V.V., Saydov G.G., Tozhokin I.A. *Informatsionno-upravlyayushchie sistemy dlya stendovykh ispytaniy ZhRD i dvigatel'nykh ustanovok* [Control-information systems for test facilities of liquid rocket engines and launch vehicles]. Moscow: Mashinostroenie-Polet Publ., 2012. 406 p.