

Датчик измерения расхода топлива транспортного пилотируемого корабля «Союз»

С. В. БАЛАКИН^{1, 2}

¹ Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королёва, Королёв, Россия

² Московский институт электроники и математики НИУ ВШЭ, Москва, Россия, e-mail: Stanislav.Balakin@rsce.ru

Предложена функциональная схема датчика расхода топлива транспортного пилотируемого космического корабля. Датчик построен по принципу измерения фазы несущей частоты полезного сигнала. Схема существенно улучшает устойчивость прибора к механическим воздействиям и повышает точность измерений количества израсходованного кораблем топлива.

Ключевые слова: транспортный пилотируемый корабль, датчик расхода, мостовой измерительный трансформатор, амплитудная модуляция, фаза несущей частоты, комплексное сопротивление.

Newly designed flow transmitter functional sensor scheme for manned transport spacecraft built upon valid signal carrier phase measurement, which essentially improves mechanical effect resistance and propellant consumption rate measurement accuracy, has been proposed and considered.

Key words: Manned Transport Spacecraft, flow transmitter, instrument transformer bridge, amplitude modulation, carrier phase, impedance.

Точные измерения расхода компонентов топлива в изделиях ракетно-космической техники, в частности в транспортных пилотируемых кораблях (ТПК) «Союз», имеют ключевое значение. Перед каждым запуском ТПК проводится расчёт количества заправляемого топлива, расходуемого на все динамические операции, включая стыковку с международной космической станцией и штатное возвращение корабля. Полученные контрольные значения гарантируют достаточность уровня топлива при приземлении в самых неблагоприятных условиях.

В настоящее время расход топлива определяют разными способами, в том числе и с помощью метода прямого измерения, положенного в основу работы системы измерения расхода топлива (СИРТ). Эта система была внедрена ещё в 1974 г. в первом космическом корабле «Союз» для определения количества топлива, подаваемого к двигателям перемещения и ориентации (ДПО) и сближающему корректирующему двигателю (СКД). Результаты отображались на пульте космонавтов и регистрировались по телеметрии. Наиболее точен метод прямого измерения, реализованный СИРТ, в состав которой входят: четыре датчика расхода топлива в магистралях подачи окислителя и горючего основного и дублирующего коллекторов ДПО; два датчика расхода в магистралях окислителя и горючего СКД; электронный формирователь импульсов расхода (ЭФИР).

В период с 1974 г. по настоящее время в процессе подготовки ТПК «Союз» на заводе-изготовителе, техническом комплексе космодрома Байконур и при лётных испытаниях кораблей было выявлено большое количество (42 шт.) отказов СИРТ, из них 13 — при лётных испытаниях. Основными причинами стали неисправности магистралей ДПО, выявленные в ходе испытаний кораблей на заводе-изготовителе и космодроме. Технология подготовки и испытаний ТПК в случае отказа датчика расхода СИРТ не предусматривает ре-

монтно-восстановительного обслуживания, связанного с выполнением сварочных работ. В таких ситуациях принимают решение об исключении отказавшего модуля из измерительной схемы СИРТ. Это приводит к необходимости увеличения массы гарантийных запасов топлива космического корабля, так как применяются менее точные методы измерения расхода топлива.

Существующие датчики измерения расхода топлива построены по принципу амплитудной модуляции сигнала рассогласования мостовой измерительной схемы. Они подвержены механическим воздействиям в зоне установки на коллекторе подачи топлива, приводящим к снижению точности измерений. Мероприятия, направленные на повышение точности работы системы, не дали существенных положительных результатов. Было предложено заменить эти датчики имеющимися аналогами, но сравнительный анализ характеристик показал, что даже ближайшие по параметрам устройства не обеспечивают измерений малых (от 0,004 л/с) расходов топлива. Кроме того, необходимы значительные доработки и дополнительные испытания комплексной двигательной установки корабля, что также является недостатком данного варианта. Было решено разработать другой принцип преобразования сигнала рассогласования, более устойчивый к механическим воздействиям на датчик и имеющий повышенную точность измерений расхода топлива.

Первичным преобразователем СИРТ является датчик измерения расхода, выполненный в виде шарикового тахометрического устройства. Оно включает тороидальную полость, внутри которой под воздействием подающего компонента топлива вращается полый шарик, выполненный из магнитного материала. С внешней стороны тахометрического устройства устанавливают магнитную систему в виде мостового измерительного трансформатора и небольшую печатную плату с радиоэлементами. Датчик измерения расхода топ-

лива вмонтирован в коллектор подачи топлива к ракетным двигателям. При расходе топлива шарик начинает движение по кругу внутри тороидальной полости и каждый раз, проходя рядом с сердечником мостового измерительного трансформатора, вносит потери в его магнитное поле. На выходе датчика формируется амплитудно-модулированный сигнал, который поступает на вход прибора ЭФИР для формирования импульсов расхода.

Опыт эксплуатации пилотируемых кораблей показал, что мостовой измерительный трансформатор в точке сопряжения с шариковым тахометрическим устройством подвержен механическим воздействиям. Эти воздействия приводят к искажению амплитудно-модулированного сигнала рассогласования мостового измерительного трансформатора и временному нарушению его работоспособности. При лётных испытаниях практически все датчики измерения расхода, отказавшие при наземных испытаниях в условиях невесомости, начинают устойчиво функционировать. Восстановление их нормальной работы обусловлено снятием механических нагрузок с коллектора подачи топлива.

В настоящей статье рассмотрен усовершенствованный датчик измерения расхода топлива, разработанный для снижения влияния механических нагрузок на работоспособность устройства и повышения точности СИРТ. Работа датчика основана на определении фазы несущей частоты сигнала рассогласования мостового измерительного трансформатора. Авторы учли важное свойство этого трансформатора, согласно которому при переходе положения равновесия фаза несущей частоты разностного сигнала изменяет своё значение на 180° [1]. Такое свойство позволило разработать прибор, устойчивый к механическим воздействиям, прикладываемым к коллектору, в который датчик вмонтирован.

Модернизированный датчик измерения расхода топлива ТПК «Союз» построен следующим образом. При подаче топлива к ракетным двигателям шарик взаимодействует с сердечником мостового измерительного трансформатора описанным выше способом. Комплексные сопротивления плеч трансформатора выполнены таким образом, что при движении шарика попеременно переводят мостовой трансформатор из одного неравновесного состояния в другое. В результате одного оборота шарика измерительный трансформатор дважды проходит состояние равновесия, формируя при этом единичный импульс счёта, по которому судят о количестве израсходованного топлива. Оно составляет 1,65 г на единичный импульс. При этом длительность импульса определяют зоной действия шарика на магнитную систему мостового измерительного трансформатора.

На рис. 1 представлена функциональная схема датчика измерения расхода СИРТ. Датчик содержит генератор постоянной частоты 3, регулируемый усилитель 10, элемент дисбаланса 11, фазосдвигающее устройство 4, первый амплитудный компаратор 5, фазочувствительный фиксатор 6, первый усилитель 9, мостовой измерительный трансформатор 12, фильтр 8, второй амплитудный компаратор 7, второй усилитель 2, трансформатор 1, резистор 13, шариковое тахометрическое устройство 14. В трансформаторе 12 обозначены I и II выходные обмотки диагонали моста.

В исходном положении системы шарик датчика может находиться в любом месте тахометрического устройства. Во время подачи топлива к двигателям ДПО или СКД шарик начинает вращаться с частотой 80—100 Гц. Возникает зона действия, при нахождении шарика в которой измеритель-

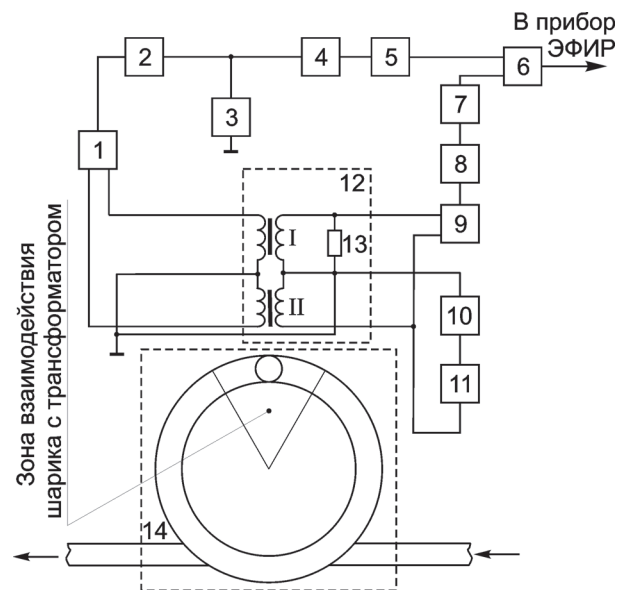


Рис. 1. Функциональная схема датчика измерения расхода, входящего в систему измерения расхода топлива:

1 — трансформатор; 2, 9 — второй и первый усилители, соответственно; 3 — генератор постоянной частоты; 4 — фазосдвигающее устройство; 5, 7 — первый и второй амплитудные компараторы, соответственно; 6 — фазочувствительный фиксатор; 8 — фильтр; 10 — регулируемый усилитель; 11 — элемент дисбаланса; 12 — мостовой измерительный трансформатор; 13 — резистор; 14 — шариковое тахометрическое устройство

ный мост трансформатора 12 переходит в другое неравновесное состояние. Такой процесс достигается предварительной настройкой этого трансформатора. Таким образом, в двух точках при входе и выходе из зоны действия шарика трансформатор 12 находится в состоянии равновесия.

Выходные обмотки I, II включены встречно и соединены с входом усилителя 10. Генератор 3 предназначен для питания трансформатора 12 переменным током, подача которого осуществляется через второй усилитель 2 и трансформатор 1. Сила тока генератора 3 описывается выражением

$$I_t = I \sin(\omega t + \psi),$$

где ψ — фазовый сдвиг тока, в конкретном случае равный нулю [2]; ω — угловая частота; t — время, характеризующее состояние колебания.

При подаче на трансформатор 12 тока генератора 3 в плечах трансформатора формируются токи, пропорциональные комплексным сопротивлениям его плеч.

Мостовой измерительный трансформатор датчика измерения расхода настраивают так, чтобы ему соответствовало неравновесное состояние, когда шарик находится либо вне зоны, либо в зоне своего действия. Состояния равновесия трансформатор 12 достигает в моменты входа и выхода шарика из зоны действия. Такие состояния обозначены через метки равновесия моста t_1 , t_2 (рис. 2). Когда шарик находится в зоне взаимодействия с трансформатором, комплексное сопротивление первой выходной обмотки больше, чем такое же сопротивление второй обмотки. При нахождении шарика вне зоны взаимодействия с трансформатором, на-

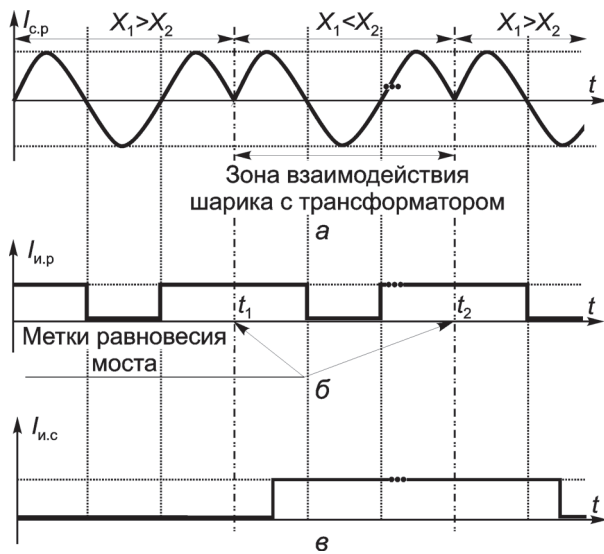


Рис. 2. Временные диаграммы токов:

сигнала разности (а), импульсов разности (б), импульсов счёта (в)

оборот, комплексное сопротивление первой выходной обмотки моста меньше, чем у второй выходной обмотки.

Описанное выше состояние мостового измерительного трансформатора достигается соотношением витков обмоток, а также подстройкой, которая осуществляется резистором 13 для первой обмотки трансформатора, а также последовательно соединённым регулируемым усилителем 10 и элементом дисбаланса 11 для второй обмотки мостового измерительного трансформатора 12.

На рис. 2 представлены временные диаграммы тока сигнала разности мостового измерительного трансформатора $I_{c.p.}$, тока импульсов разности $I_{i.p.}$, тока импульсов счёта $I_{i.c.}$, соответственно, и показана зона взаимодействия шарика с трансформатором. Причём вне этой зоны комплексное сопротивление первой обмотки выходной диагонали мостового измерительного трансформатора 12 больше, а в зоне взаимодействия — выше сопротивление второй обмотки.

Токи, сформированные в плечах мостового измерительного трансформатора I_1 , I_2 , изменяются пропорционально колебаниям плечевых комплексных сопротивлений, зависящих от положения шарика в тахометрическом устройстве датчика измерения расхода. Формирование тока сигнала разности $I_{c.p.}$ осуществляется вычитанием модулей и фаз сравниваемых токов I_1 , I_2 плечевых обмоток в выходной диагонали мостового трансформатора 12. Аналитически $I_{c.p.}$ можно представить следующими выражениями:

$$I_{c.p.} = (I_1 - I_2) \sin(\omega t) \quad \text{при } X_1 > X_2; \quad (1)$$

$$I_{c.p.} = (I_1 - I_2) \sin(\omega t - \pi) = -\Delta I \sin(\omega t) \quad \text{при } X_1 < X_2, \quad (2)$$

где X_1 , X_2 — комплексные сопротивления первой и второй выходных обмоток трансформатора, соответственно.

Равенство значений плечевых токов I_1 , I_2 совпадает с изменением на 180° фазы тока $I_{c.p.}$ мостового измерительного трансформатора. Из (1), (2) следует, что $I_{c.p.}$ до первой временной метки и за второй временной меткой равновесия мостового измерительного трансформатора 12 находится в

фазе с сигналом генератора постоянной частоты 3, а между первой и второй метками — в противофазе с сигналом 3.

Ток сигнала разности $I_{c.p.}$ с выходной диагонали измерительного моста 12 поступает на вход первого усилителя 9, где усиливается с заданным коэффициентом. С выхода 9 ток сигнала разности $I_{c.p.}$ поступает в 8, где сигнал фильтруется от помех, создаваемых другими бортовыми потребителями космического корабля.

С выхода генератора постоянной частоты 3 ток поступает на вход устройства 4, в котором фаза тока сдвигается на 90° . Такой сдвиг, являющийся опорным сигналом, необходим для повышения надёжности сравнения его фазы с фазой $I_{c.p.}$ [3].

Таким образом, ток сигнала разности $I_{c.p.}$ с выхода фильтра 8 и ток сигнала постоянной частоты с выхода фазосдвигающего устройства 4 взаимно ортогональны перед операцией сравнения фаз. Учитывая, что при дальнейшей обработке указанных сигналов датчика расхода используют только фазы сравниваемых сигналов, они преобразуются в последовательности прямоугольных импульсов. Для этого ток генератора постоянной частоты 3 с выхода устройства 4 и ток сигнала разности $I_{c.p.}$ с выхода фильтра 8 подают соответственно на первый и второй амплитудные компараторы 5, 7, которые преобразуют аналоговый сигнал в последовательность прямоугольных импульсов. Таким образом, в первом амплитудном компараторе 5 ток генератора постоянной частоты преобразуется в последовательность опорных прямоугольных импульсов, а во втором амплитудном компараторе 7 ток сигнала разности $I_{c.p.}$ преобразуется в последовательность импульсов разности $I_{i.p.}$, представленную на диаграмме рис. 2, б. Причём последовательность прямоугольных импульсов разности сдвинута относительно последовательности прямоугольных опорных импульсов по фазе на 90° . Обе последовательности, содержащие информацию о фазах входных аналоговых сигналов, с выходов амплитудных компараторов 5, 7 поступают на входы фиксатора 6 для сравнения фаз. Фазочувствительный фиксатор 6 может быть выполнен в виде динамического D-триггера, на D-вход которого подают последовательность импульсов разности, а на счётный вход — последовательность опорных импульсов. Результатом сравнения фаз упомянутых последовательностей прямоугольных импульсов является последовательность счёта импульсов $I_{i.c.}$ (см. рис. 2, в).

Таким образом, разработанная по результатам проведённых исследований функциональная схема усовершенствованного датчика расхода топлива, построенного на измерении фазы несущей частоты сигнала рассогласования мостового измерительного трансформатора, позволяет существенно улучшить устойчивость датчика к механическим воздействиям и, соответственно, повысить точность измерений количества израсходованного кораблем топлива.

Такое же техническое решение по измерению фазы сигнала рассогласования мостового измерительного трансформатора можно применить и в жидкостных ракетах, в которых присутствует система управления расходом топлива (СУРТ), позволяющая существенно уменьшить количество гарантийных запасов топлива. К принципиальным требованиям, предъявляемым к уровнемерам СУРТ, относится требование по обеспечению высокой точности измерений уров-

ня топлива в баках летящей ракеты. Поэтому структура уровнемера СУРТ представляет двухканальное инвариантное измерительное устройство, построенное на мостовом измерительном трансформаторе с тесной индуктивной связью. В одно плечо (канал) уровнемера включается совокупность параллельно соединённых нечётных ёмкостных дискретных датчиков, а во второе — совокупность параллельно соединённых чётных ёмкостных дискретных датчиков. При таком решении обеспечивается симметрия воздействия дестабилизирующих факторов на каналы уровнемера, а следовательно, их самокомпенсация при формировании сигнала рассогласования мостового измерительного трансформатора [2].

Л и т е р а т у р а

1. Бессонов Л. А. Теоретические основы электротехники. М.: Высшая школа, 1973.
2. Пат. 2224261 РФ. Способ измерения комплексного сопротивления мостовой схемы с тесной индуктивной связью и устройство для его осуществления / С. В. Балакин, А. Н. Дывак, Я. В. Хачатуров. 2004. Изобретения. Полезные модели. Бюл. № 5.
3. Балакин С. В., Дывак А. Н., Филин В. М. Фазовый способ измерения уровня жидкостных ракет // Датчики и системы. 2005. № 1. С. 5—10.

Дата принятия 09.06.2015 г.

539.3:624.04

Спектральные проблемы мониторинга распределённых параметров безопасности объектов техносферы

М. С. ХЛЫСТУНОВ¹, В. В. ПОДУВАЛЬЦЕВ^{2, 3}, Ж. Г. МОГИЛЮК¹

¹ Московский государственный строительный университет, Москва, Россия, e-mail: mcsxmgusu@mail.ru

² Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

³ Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», Москва, Россия, e-mail: vvpoduval@mail.ru

Рассмотрены метрологические проблемы мониторинга распределённых параметров безопасности объектов техносферы. Приведены амплитудные и фазовые частотные характеристики спектров пространственного распределения контролируемых параметров для разных схем размещения датчиков. Проведён сравнительный анализ влияния плотности и равномерности схем размещения датчиков на погрешность системы мониторинга. Сформулирован комплекс задач по устранению погрешности системы мониторинга многомерных процессов.

Ключевые слова: техносфера, безопасность, распределённые параметры, схемы мониторинга, спектр, погрешность системы мониторинга.

Metrological aspects of safety distributed parameters monitoring for technosphere objects are considered. The amplitude and phase frequency characteristics of monitored spectrum parameters for various sensor location schemes are presented. Comparative analysis of density and uniformity influence for on amplitude and phase error monitoring for sensor location schemes is conducted. The tasks to eliminate amplitude and phase of monitoring errors for multidimensional process are formulated.

Key words: technosphere, security, distributed parameters, monitoring, monitoring schemes, spectrum, system error.

Мониторинг технического состояния строительных объектов является одной из важнейших задач эксплуатирующей организации и собственников зданий и сооружений. Эта функция имеет непосредственное отношение к обеспечению надёжности их эксплуатации, а также к защите экологических систем окружающих территорий для опасных объектов техносферы. В настоящее время в мировой практике применяют разнообразные методы и технические средства мониторинга [1]. Среди них по своей сложности особое положение занимают автоматизированные цифровые системы многоканального мониторинга линейных объектов, круп-

ногабаритных конструкций, мостов, плотин, большепролётных ферменных конструкций, высотных и уникальных зданий и сооружений. Строительные аварии таких объектов представляют большую опасность для жизни и здоровья населения, а их последствия могут привести к чрезвычайным ситуациям на значительных территориях и к существенному материальному ущербу для целых регионов.

Автоматизированные системы деформационного мониторинга зданий и сооружений могут быть геодезическими, геотехническими или комбинированными [1]. В геодезических системах мониторинга в качестве датчиков используют