

УДК 621.317.7

ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ УРОВНЯ ТОПЛИВА В БАКАХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ «СОЮЗ»

© 2019 Б.В. Скворцов, Р.С. Захаров, Д.Р. Таипова

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Статья поступила в редакцию 06.02.2019

В статье рассматриваются системы измерения уровня заправки различных модификаций ракет-носителей «Союз» на космодромах «Байконур» и «Восточный». Приведён сравнительный анализ принципов построения систем контроля уровня топлива и общий вид схемы заправки ракеты. Описываются способы измерения и обработки сигналов емкостных датчиков, связанные с получением и оперативным учетом климатических и электрофизических параметров среды. Рассмотрена конструкция троированного емкостного датчика уровня с компенсационной секцией для космодрома «Восточный», схема его подключения и формулы для расчета текущего значения уровня топлива.

Ключевые слова: емкостной датчик, ракета-носитель, измерение уровня топлива.

В настоящий момент в ракетно-космической отрасли России, в связи с постепенной модернизацией ракет-носителей (РН) «Союз» и их стартовых столов, каждая модифицированная ракета оснащена своим комплектом измерительного и управляющего оборудования. Это обуславливает возможность ее использования только на определенном космодроме. Рассмотрим в качестве примера отдельные ракеты и стартовые комплексы.

1) РН 11А511У-ФГ – данная ракета выпускается с 1979 года и только на ней осуществляют пилотируемые пуски. В настоящий момент ракета может запускаться на космодроме «Байконур» с двух стартовых столов: первого стартового стола («Гагаринского»), и с «площадки 31».

2) РН «Союз-2» этапов 1а, 1б – в настоящий момент это самая распространенная ракета семейства «Союз». Её пуски осуществляются с «31-ой площадки» космодрома «Байконур», а также с космодрома «Плесецк». На космодроме «Плесецк» имеется два стартовых стола.

3) РН «Союз-2» этапа 1в – это ракета легкого класса, отличающаяся от других представителей семейства «Союз» отсутствием боковых блоков. Может запускаться только с космодрома «Плесецк».

4) РН «Союз-СТ» этапов 1а, 1б разработана специально по заказу европейского космического агентства, запускается исключительно из французской Гвианы (Гвианский космический центр). От классической РН «Союз-2» отличается наличием системы видеонаблюдения, разработанной европейским космическим агентством, а также возможностью принудительно,

по команде с «Земли», отключить двигатели в процессе полета.

5) РН «Союз-2» для космодрома «Восточный» этапов 1а, 1б, 1в. Имеет единственный стартовый стол на космодроме «Восточный». Не совместима ни с одним другим стартовым столом РН «Союз», так как бортовые системы этой РН разработаны вновь и несовместимы с наземными технологическими системами других стартовых и технических комплексов. Благодаря использованию новых технологий считается наиболее перспективной ракетой. Также, как и «Союз-СТ», имеет систему видеонаблюдения, но произведенную в России.

Итого существует пять модификаций ракеты-носителя одного и того же класса, и практически под каждую из них имеется свой стартовый стол, несовместимый с другими РН. Вместе с ракетами-носителями модернизировалась система измерения уровня заправки и её датчики. На данный момент имеется четыре типа датчиков и пять различных наземных частей системы измерения уровня заправки.

1) В РН «11А511У-ФГ» в баках первой и второй ступени используются датчики уровня заправки, которые содержат в себе измерительную часть. Измерительная часть унифицирована под все датчики первой и второй ступени РН и содержит два емкостных чувствительных элемента, расположенных один над другим. Первый чувствительный элемент (расположенный внизу), отвечает за индикацию прохождения уровня компонентов топлива через уровни «первый предварительный уровень», «второй предварительный уровень», «номинальный уровень». Второй чувствительный элемент отвечает за индикацию «аварийного уровня». Эти два элемента устанавливаются в измерительный блок. Измерительная часть устанавливается в датчик уровня заправки на заводе-изготовителе в со-

Скворцов Борис Владимирович, доктор технических наук, профессор кафедры электротехники.

E-mail: aps@ssau.ru

Захаров Роман Сергеевич, аспирант.

Таипова Дилара Раисовна, старший лаборант кафедры электротехники. E-mail: nil54@list.ru

ответствии с тарировкой бака так, чтобы точка «номинальный уровень» соответствовала требуемому уровню заправки РН. В третьей ступени этой РН используется датчик, имеющий два поплавка, расположенные один над другим. В качестве поплавков используются полые шарики из ферромагнитного материала, которые при отсутствии топлива находятся на лепестковых упорах в направляющей трубе. В данной системе использован индуктивный метод определения уровня. Организовано это следующим образом: количество заправленного топлива определяет положение поплавков. При изменении уровня компонента топлива поплавки перемещаются вместе с уровнем и, проходя внутри катушек, изменяют их индуктивность. Катушки составляют четыре измерительных точки («первый предварительный уровень», «второй предварительный уровень», «номинальный уровень», «аварийный уровень») и расположены определенным образом по высоте уровня (самая нижняя точка – «первый предварительный уровень», выше на 100 мм – «второй предварительный уровень», далее через 95 мм – «номинальный уровень», выше на 50 мм – «аварийный уровень»). Каждая из катушек состоит из двух скобообразных элементов, включенных последовательно. Наземная аппаратура системы контроля заправки преобразует изменение индуктивности в электрический сигнал и выдает команду на пульт управления заправкой.

2) В РН «Союз-2» этапов 1а, 1б, 1в, РН «Союз-СТ» этапов 1а, 1б используются емкостные датчики уровня заправки, которые представляют собой единый моноблок, включающий в себя фланец с гермосоединителем и блок из пяти коаксиально расположенных и электрически изолированных друг от друга труб-электродов.

3) В РН «Союз-2» этапов 1а, 1б, 1в для космодрома «Восточный» также используются емкостные датчики уровня заправки, но в троированном исполнении. В каждом из трех каналов используются две секции: основная (измерительная) и компенсационная, представляющие собой два расположенных друг над другом плоских конденсатора, заполняемые топливом в процессе заправки. Измерительные элементы сделаны не из металла, а из стеклотекстолита, на который с помощью электролиза нанесен слой золота. Принцип действия датчика позволяет исключить из расчетов уровня топлива температуру и диэлектрическую проницаемость компонента топлива.

Датчики уровня заправки РН «Союз-2» для космодрома «Восточный» имеют пониженную емкость, в силу меньшей площади обкладок конденсатора, что привело к необходимости разместить на борту РН (в пределах пяти метров к датчику уровня заправки) бортовые измери-

тели уровня. Это отличительная черта встречается только в модификации для космодрома «Восточный», подобного оборудования нет ни на одной другой РН класса «Союз-2». Бортовой измеритель уровня (БИУ) представляет собой электронный аналогово-цифровой преобразователь емкости в цифровой код. На каждом измерительном канале используется свой БИУ. При пуске ракеты количество компонентов топлива должно быть строго определенным и его количество высчитывается в зависимости от характеристик топлива, температуры и геометрических показателей баков РН.

Кроме решения задач унификации при измерении уровня компонентов топлива во время заправки современных РН типа «Союз», члены бригады, обеспечивающие подготовку и пуск изделия, сталкиваются с рядом проблем.

1) Длительность подготовительных операций, связанных с проверкой контактов кабелей связи между бортом и пультом оператора, вызванные большой ответственностью процесса подготовки ракеты к пуску.

2) Потеря сигнала от бортового оборудования в процессе заправки. Так как пульт оператора системы находится в бункере, кабельная трасса от пульта до датчика имеет длину от 220 м (на космодроме «Плесецк») до 310 м (на «площадке 31» космодрома «Байконур»). При этом ситуация усугубляется тем, что на протяжении всей трассы кабель не является сплошным, а состоит из 5 – 10 состыкованных участков. Это является причиной низкой надежности и большого сопротивления кабельной сети. Часто происходит потеря контакта у одного из соединителей, и на поиск и устранение данной проблемы обычно уходит значительное количество времени. Также может произойти обрыв самого кабеля, что первую очередь связано с ухудшением его качества, человеческим фактором и частыми стыковками-расстыковками с целью поворота «разворотного круга» стартового комплекса для стрельбы в нужный азимут.

3) Поскольку датчики уровня заправки имеют непосредственный контакт с компонентами топлива, на них нельзя подавать напряжение больше пяти вольт. Получить уверенный сигнал от бортового оборудования при таких напряжениях становится серьезной проблемой, учитывая длину трассы и большое количество соединителей.

4) Короткое замыкание в кабельной сети. Поскольку кабельная трасса имеет множество соединений и работает в экстремальных условиях (например, на космодроме «Байконур» температура воздуха летом может достигать $+40 \div +50$ °С, а зимой опускаться до -30 °С, а на космодроме «Плесецк» часто бывают затяжные дожди), короткое замыкание является распространенной проблемой при подготовке и

обеспечении пуска РН. Несмотря на то, что соединители имеют всепогодное исполнение, нередко после осадков в них просачивается вода. Кабели также могут намочнуть, что приводит к коротким замыканиям. В этом случае их начинают просушивать в местах стыковок, что является весьма трудоемким процессом, на который может уйти неделя. Данная проблема частично решена на космодроме «Куру», где измерительное оборудование находится в подпольном помещении стартового комплекса на расстоянии 50 - 70 метров от борта, что не так далеко, как на других космодромах. На космодроме «Восточный» используется передача информационного сигнала в цифровом виде, но проблема подготовки и диагностики кабеля, а также учёта его характеристик при измерениях (учета характеристик бортового кабеля между бортовым измерителем уровня и датчиком уровня заправки) стоит очень остро.

В общем виде схема заправки для различных модификаций РН «Союз» представлена на рисунке 1 [1].

Принципиальное отличие систем заправки РН на космодромах «Байконур» и «Восточный» заключается в следующем. Для ракет, подготовленных для пуска на космодромах «Байконур» («Плесецк», «ГКЦ»), датчики уровня заправки подключаются через бортовую и наземную кабельные сети к измерительному крейту 8, находящемуся в пульте управления на расстоянии 220 – 310 м от стартового стола. При измерении уровня несущая информация емкость датчика, изменяющаяся в пределах $300 \div 500$ пФ, склады-

вается с паразитными емкостями кабелей связи, значение которых (в зависимости от климатических факторов) варьируется в пределах $1000 \div 2000$ пФ. Это существенно влияет на точность измерений, требует специальных трудоемких процедур калибровки и достаточно сложных алгоритмов обработки информации.

У РН, предназначенных для пуска на космодроме «Восточный», БИУ находится на борту ракеты и соединяется с датчиками уровня бортовой кабельной сетью длиной не более пяти метров, паразитной емкостью $1 \div 10$ пФ. Передача информации на пульт управления производится в цифровой форме по наземному кабелю связи (протокол RS 485), емкость которого не влияет на результат измерения. Проведём сравнительный анализ рассмотренных концепций построения систем контроля уровня заправки.

На различных модификациях РН используются разные датчики уровня топлива. В РН «Союз-2» этапов 1а, 1б, 1в, РН «Союз-СТ» этапов 1а, 1б, предназначенных к пуску на космодромах «Байконур», «Плесецк», «ГКЦ», используются дублированные емкостные датчики, подробная конструкция которых приведена в патенте [2]. Они представляют собой моноблок из пяти коаксиально расположенных и электрически изолированных друг от друга трубок-электродов. Два внутренних и два внешних коаксиальных металлических цилиндра являются конденсаторными электродами основного и дублирующего каналов датчиков уровня заправки. Средний коаксиальный цилиндр является экраном, устраняющим взаимное влияние основно-

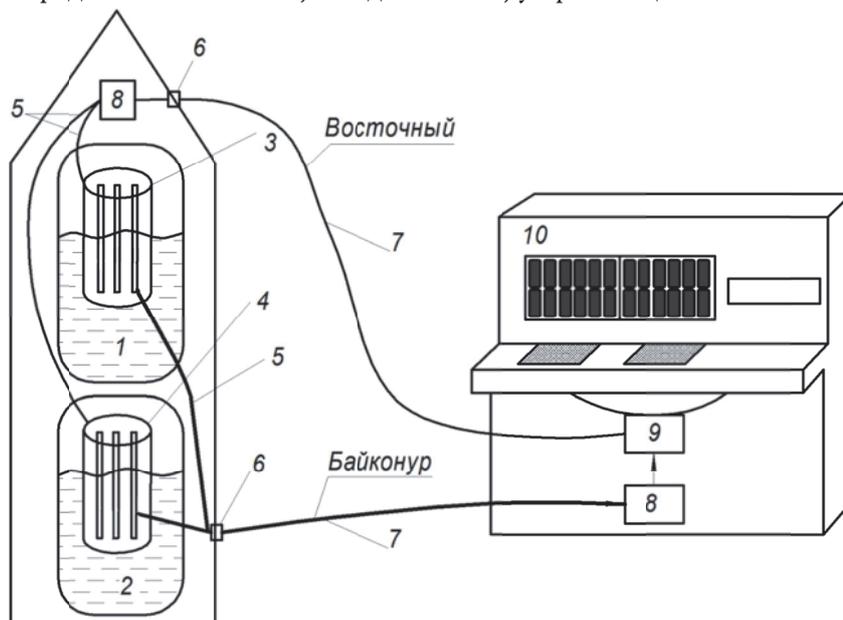


Рис. 1. Система измерения уровня заправки: общая схема взаимодействия бортовой и наземной частей системы на различных космодромах:

- 1 – бак окислителя, 2 – бак горючего, 3 – датчик уровня заправки окислителя, 4 – датчик уровня заправки горючего,
- 5 – бортовая кабельная сеть, 6 – внешний бортовой разъем, 7 – наземная кабельная сеть,
- 8 – электронный блок преобразования информации (блок измерения уровня (БИУ)),
- 9 – блок обработки, 10 – пульт оператора

го и дублирующего каналов датчика. Электроды датчиков, экранированные бортовым кабелем, соединены с внешним разъёмом ракеты 6, к которому подключается наземный кабель, соединяющий их с блоком преобразования емкости в цифровой сигнал 8.

Относительный уровень топлива определяется по формуле: [1]

$$\frac{h}{H} = \frac{C_{II} - C_{CVX} \varepsilon_{\Gamma} - C_{II}}{C_{CVX} (\varepsilon_{ж} - \varepsilon_{\Gamma})}; \quad (1)$$

где h – уровень заполнения датчика; H – полная высота датчика (диапазон преобразования); C_{II} – измеренное значение ёмкости датчика; C_{II} – паразитная ёмкость кабеля и полей рассеивания; $\varepsilon_{ж}$, ε_{Γ} – диэлектрические проницаемости жидкости и газа соответственно; C_{CVX} – ёмкость сухого датчика, которая определяется по формуле: [3]

$$C_{CVX} = 2\pi\varepsilon_0\varepsilon_{\Gamma} \frac{H}{\ln \frac{R}{r}}. \quad (2)$$

Для вычисления текущего уровня напрямую, формулу (1) не используют по следующим причинам. Параметры $\varepsilon_{ж}$, ε_{Γ} зависят от температуры. Поэтому при подаче топлива из специального хранилища его температура задается в виде уставки и затем используется при расчете и настройке системы контроля заправки. Ёмкость сухого датчика C_{CVX} измеряется в цехе, изготавливающим датчик, при определенной температуре окружающей среды. Результат измерения заносится в формуляр датчика и используется при расчете. Укажем наиболее существенные факторы, влияющие на точность преобразования уровня топлива в электрическую ёмкость датчика:

- несоответствие температур при настройке системы на стартовом столе и в момент аттестации ёмкостного датчика в цехе-изготовителе, что приводит к отклонению реальных параметров датчика от расчётных;

- отклонение реальных значений относительной диэлектрической проницаемости жидкости $\varepsilon_{ж}$ и газа ε_{Γ} в ёмкостном датчике уровня от их расчётных значений $\varepsilon_{ж}^P$ при настройке системы на стартовом столе;

- нелинейность датчика и погрешность его привязки к баку ракеты;

- капиллярный эффект и несплошность жидкости в ёмкостном датчике;

- зависимость паразитной ёмкости кабеля C_{II} от климатических факторов, влажности и температуры в момент заправки.

Для устранения влияния указанных факторов специалистами используется специальная методика калибровки системы заправки непосредственно на стартовом столе. Методика предполагает применение тестовых имитаци-

онных сигналов с использованием эталонных конденсаторов, измерение текущей температуры и корректировка на их основе значений диэлектрических проницаемостей топлива и газа, измерение реального значения паразитной ёмкости кабеля. В результате была получена следующая формула для определения текущего значения уровня заправки.

$$\frac{h}{H} = \frac{C_{II} - C_{II}^I - (C_{CVX}^I - C_{II}^I)K \frac{\varepsilon_{\Gamma}^{pab}}{\varepsilon_{\Gamma}^I}}{C_{\text{ЭФ}} (\varepsilon_{ж} - \varepsilon_{\Gamma}^{pab})} - n_{\text{кан}}; \quad (3)$$

где C_{II}^I – значение паразитной ёмкости кабеля, определённое непосредственно перед заправкой путём калибровочных операций; C_{CVX}^I – значение электрической ёмкости сухого датчика, измеренное вместе с паразитной ёмкостью кабеля связи непосредственно перед заправкой; K – расчётное значение коэффициента укорочения датчика при его охлаждении в рабочих жидкостях; $\varepsilon_{\Gamma}^{pab}$ – относительная диэлектрической проницаемости газа подушки во время заправки ракеты, определялось по специальным таблицам, исходя из температуры компонента и давления в подушке; ε_{Γ}^I – значение относительной диэлектрической проницаемости газа подушки при настройке системы в цехе, определялось по специальным таблицам, исходя из температуры газа и давления; n – капиллярный сдвиг; $C_{\text{ЭФ}}$ – эффективное значение электрической ёмкости датчика, взятое из формуляра. Фактически это значение ёмкости сухого датчика в вакууме, определяемого по формуле (2) при $\varepsilon_{\Gamma} = \varepsilon_{\Gamma}$. Все эти значения записываются в память устройства обработки и используются в вычислительных процедурах. Кроме расчётного значения $C_{\text{ЭФ}}$, определяется экспериментально по следующей схеме.

1) Измеряют значение ёмкости датчика в воздушной среде вместе с паразитной ёмкостью измерительного кабеля, которая описывается соотношением

$$C_{\text{воз}} = C_{\text{ЭФ}} \varepsilon_{\text{воз}} + C_{II}. \quad (4)$$

2) Измеряют ёмкость датчика, заполненного жидким азотом при температуре -196 °С вместе с паразитной ёмкостью кабеля, которая определяется соотношением

$$C_{\text{воз}} = C_{\text{ЭФ}} \varepsilon_{\text{воз}} + C_{II}, \quad (5)$$

где K – коэффициент укорочения при охлаждении.

Совместное решение уравнений (4) и (5) даёт следующее значение для определения эффективной ёмкости датчика уровня

$$C_{\text{ЭФ}} = \frac{C_{N_2} - C_{\text{воз}}}{\varepsilon_{N_2} - \varepsilon_{\text{воз}}}. \quad (6)$$

Отметим, что $\varepsilon_{N_2} = 1,4323$ при температуре $-196,0$ °С; $\varepsilon_{\text{воз}} = 1,00052$ при температуре

(20 ± 5) °С; $K = 0,99611$ – коэффициент укорочения материала АМГ-3 при температуре минус 196,0 °С. Для проведения процедуры калибровки и получения текущих установочных параметров в формуле (3) разработаны различные методики, достаточно подробно изложенные в работах [4 ÷ 14].

Анализируя зависимость (3), а также другие известные зависимости, можно сформулировать недостатки рассмотренной системы контроля заправки.

1) Невысокая технологичность заправки, включающая процедуру настройки измерительных каналов системы контроля заправки, которая предписывает проведение сначала расчетных, а затем настроечных работ. Человеческий фактор в технологии подготовки системы контроля заправки к работе снижает надежность системы.

2) В формуле (6) присутствуют два формулярных параметра $C_{эф}$ и $C_{с}^{и}$, значения которых измерены в заводских и полигонных условиях, что вносит погрешность в процедуру измерения уровня через длинную линию связи и усложняет технологию настроечных работ.

3) Измерительный канал настраивается на сухой датчик уровня заправки ракеты, установленной на стартовой позиции. Такой подход не позволяет корректировать настройку измерительного канала на подготовленной к заправке ракете в случае нештатных ситуаций.

Иначе устроен датчик уровня РН «Союз-2» этапов 1а, 1б, 1в для космодрома «Восточный», защищенный патентом [1] и показанный на рисунке 2.

В конструкции этого датчика рабочие 3 и компенсационные 5 секции представляют собой плоские электрические конденсаторы, пространство между обкладками которых заполняют диэлектрической жидкостью (горючим, окислителем) в процессе заправки бака. Общая схема расположения и подключения электродов троированного датчика с компенсационными

электродами показана на рисунке 3б. Емкость каждой секции определяется по формуле [3]:

$$C = \epsilon \epsilon_0 S / d, \quad (7)$$

где S – площадь электрода (рабочего или компенсационного), d – расстояние между электродами. Емкость каждой секции датчика складывается из двух составляющих:

$$C = C_{э} + C_{п}. \quad (8)$$

где $C_{э}$ – эффективная емкость секции, изменяющаяся при заправке, $C_{п}$ – паразитная емкость, вызванная полями рассеивания электродов и емкости бортового кабеля.

Ёмкости пустого (заполненного газовой средой) $C_{кг}$ и полностью заполненного жидкостью $C_{кж}$ компенсационного конденсатора определяются по формулам:

$$C_{кг} = \frac{\epsilon_{г} \epsilon_0 S_{к}}{d} + C_{пк}, \quad C_{кж} = \frac{\epsilon_{ж} \epsilon_0 S_{к}}{d} + C_{пк}, \quad (9)$$

где $C_{пк}$ – паразитная ёмкость компенсационного конденсатора.

Изменение емкости компенсационного конденсатора при полном её заполнении не зависит от паразитной ёмкости и определяется по формуле:

$$\Delta C_{к} = C_{кж} - C_{кг} = \frac{\epsilon_0 S_{к}}{d} (\epsilon_{ж} - \epsilon_{г}). \quad (10)$$

Ёмкость пустого рабочего конденсатора определяется по формуле:

$$C_{рг} = \frac{\epsilon_{г} \epsilon_0 S_{р}}{d} + C_{пр}, \quad (11)$$

где $C_{пр}$ – паразитная ёмкость рабочего конденсатора.

Ёмкость частично заполненного на величину h/H ($0 \leq h/H \leq 1,0$) рабочего конденсатора определяется по формуле:

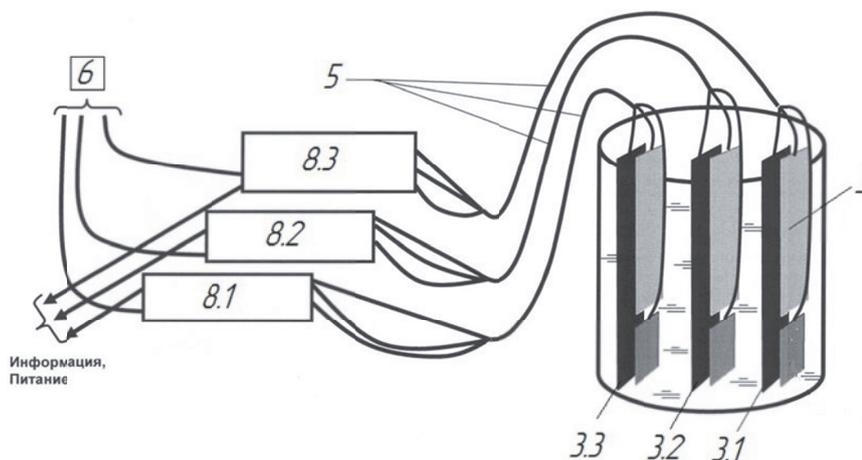


Рис. 2. Троированный емкостной датчик уровня с компенсационной секцией для космодрома «Восточный» и схема его подключения

$$C_{p\Gamma} = \frac{h}{H} \frac{\varepsilon_{\text{ж}} \varepsilon_0 S_p}{d} + \left(1 - \frac{h}{H}\right) \frac{\varepsilon_{\Gamma} \varepsilon_0 S_p}{d} + C_{\text{пр}}, \quad (12)$$

Изменение ёмкости при заполнении жидкостью пространства между генераторным и рабочим электродами не будет зависеть от паразитных ёмкостей и определяется по формуле

$$\Delta C_p = C_{p\text{ж}} - C_{p\Gamma} = \frac{h}{H} \frac{\varepsilon_0 S_p}{d} (\varepsilon_{\text{ж}} - \varepsilon_{\Gamma}). \quad (13)$$

Уровень заполнения определится из (13) по формуле:

$$\frac{h}{H} = \frac{\Delta C_p d}{\varepsilon_0 S_p (\varepsilon_{\text{ж}} - \varepsilon_{\Gamma})}. \quad (14)$$

где h, H – текущий уровень заполнения датчика и его полная высота.

Зная все конструкционные параметры датчика, диэлектрические проницаемости газа и жидкости и фиксируя изменение ёмкости рабочего электрода ΔC_p , по формуле (14) можно определять уровень наполнения датчика. Все указанные параметры, особенно диэлектрические проницаемости сред, сильно зависят от температуры, что вызывает погрешности при измерениях уровня по прямой формуле (14). Для повышения точности предложена следующая методика, основанная на использовании данных измерений компенсационным конденсатором. Из выражения (13) определяем:

$$(\varepsilon_{\text{ж}} - \varepsilon_{\Gamma}) = \frac{d \Delta C_K}{\varepsilon_0 S_K}. \quad (15)$$

Подставляя это выражение в (14) получаем формулу для определения уровня

$$\frac{h}{H} = \frac{\Delta C_p d}{\varepsilon_0 S_p (\varepsilon_{\text{ж}} - \varepsilon_{\Gamma})} = \frac{\Delta C_p S_K}{\Delta C_K S_p} = K_S \frac{\Delta C_p}{\Delta C_K}, \quad (16)$$

где $K_S = \frac{S_K}{S_p}$ – конструкционный параметр, определяемый как отношение площадей компенсационного и рабочего электродов конденсатора. Этот коэффициент постоянен и заранее заносится в микропроцессорный алгоритм обработки сигнала. Таким образом, при заправке реализуется следующий алгоритм обработки информации.

1) При наливке компонента топлива сначала заполняется компенсационный конденсатор, по факту наполнения которого фиксируется и запоминается значение ΔC_K .

2) При дальнейшем наполнении датчика отслеживается текущее изменение ёмкости рабочего конденсатора ΔC_p , по величине которого непрерывно (периодически с достаточным быстродействием) вычисляется значение уровня жидкого компонента топлива (по формуле 16).

Отличительными признаками данного технического решения является то, что ёмкостные датчики размещены в каждом баке в троированном исполнении и каждый датчик содержит рабочую и компенсационную секции, которые имеют эффективную электрическую ёмкость в пределах 1-24 пФ, причём каждая компенсационная секция размещена в баке ниже соответствующей рабочей.

Аналоговый сигнал датчика преобразуется блоком измерения уровня в цифровой код с использованием гамма-дельта алгоритма. Достоинством рассмотренной концепции заправки является то, что здесь исключается влияние на результат измерения паразитной ёмкости кабеля связи. Кроме того, автоматически вычисляются диэлектрические проницаемости жидкости и газа непосредственно в процессе заправки, что позволяет значительно упростить алгоритмы калибровки и обработки сигнала, уменьшить число эмпирически определяемых констант, вводимых в ПЗУ устройства обработки. Значительно уменьшается время подготовки оборудования для реализации процедуры заправки.

Патент [1] внедрён в АО «РКЦ «Прогресс» и используется в РН «Союз-2» этапов 1а, 1б, 1в для пуска с космодрома «Восточный».

В рассмотренном техническом решении можно указать следующие недостатки.

1) В процессе заправки не всегда можно точно определить момент полного заполнения компенсационного конденсатора, то есть зафиксировать ΔC_K .

2) Конструкционный параметр K_S также зависит от температуры, так как площади электродов не одинаково деформируются при её изменении и этот вопрос требует дополнительных исследований.

3) В виду малого значения рабочей ёмкости, блок измерения уровня (БИУ), который представляет собой аналого-цифровой преобразователь «ёмкость – код» должен находиться на борту ракеты, что увеличивает её вес и стоимость, а также ограничивает возможности её пуска с разных стартовых столов.

4) Предложенная методика не учитывает капиллярных явлений в датчике, которые имеют существенное значение при измерениях уровня в баках РН.

Таким образом, постепенная модернизация РН «Союз» привела к тому, что каждая ракета оснащена своим комплектом измерительного и управляющего оборудования, что обуславливает возможность ее использования только с определенного стартового стола на определенном космодроме. При этом процесс и технология заправки каждого типа РН строго индивидуален, производится по отдельному алгоритму и включает в себя сложные процедуры настройки

оборудования, калибровки измерительных каналов, введения уставок и эмпирических корректирующих коэффициентов, определяемых непосредственно перед началом процесса заправки. Процесс заправки различных баков ракеты длится от 1 до 10 часов. Срок заправленного состояния ракеты ограничен, топливо в большинстве случаев токсично и активно испаряется, баки требуют подпитки непосредственно перед стартом. Все это определяет высокие требования к обслуживанию ракеты, слаженной и безошибочной работы персонала. Более углублённая автоматизация процесса заправки, её унификация для различных видов ракет с одновременным повышением точности измерения и контроля количества принятого на борт топлива является важнейшей задачей развития ракетно-космической техники РФ.

Проблема унификации оборудования систем измерения уровня заправки РН и развитие автоматизации процесса заправки имеет два направления развития. Первое направление связано с разработкой нового универсального датчика уровня заправки, обладающего свойствами, необходимыми для применения на всех видах ракетах-носителей, в том числе и на разрабатываемом в настоящее время РН «Союз 5». Второе заключается в разработке устройств адаптации наземного и бортового оборудования систем заправки различных РН и стартовых комплексов. Учитывая, что во всех видах РН, использующих различные виды датчиков уровня, существует разрыв для подключения наземной кабельной сети, соединяющей датчики с пультом оператора, целесообразно в момент заправки вместо кабеля подключать универсальный блок преобразующий сигнал датчика в цифровой код, затем передающий его в пульт оператора по радиоканалу. При этом от БИУ на борту отказаться, а перенести его функции в этот съёмный блок.

Такая конфигурация системы заправки позволяет использовать её для различных датчиков на борту ракеты, так как сигнальный контроллер может содержать в себе различные программы обработки данных, адаптированных под разный диапазон и виды сигналов, реально выдаваемых используемыми на борту датчиками. Кроме того, в контроллере закладываются алгоритмы обработки, позволяющие учитывать ёмкость бортовой кабельной сети, что повышает точность измерений и облегчает дальнейшую обработку сигнала в электронных блоках пульта оператора. Применение радиоканала для передачи данных даёт очевидные преимущества, связанные с отсутствием наземной кабельной линии связи. Предложенная конструкция отличается от известных тем, что линия связи между бортом и пультом оператора выполнена на ос-

нове радиомодулей, а электронные блоки обработки сигналов вынесены за борт ракеты.

Другим важным направлением развития систем заправки является совершенствование способов и алгоритмов обработки сигналов. Рассмотренные выше способы измерения и обработки сигналов емкостных датчиков, связанные с получением и оперативным учётом климатических и электрофизических параметров среды и линии связи, достаточно сложны и не учитывают большие функциональные возможности современной микросхемотехники. Учитывая, что пилотируемые и грузовые пуски будут ещё долго осуществляться на хорошо отработанных РН «Союз 2», использующих простые цилиндрические датчики уровня без компенсационных электродов, одним из главных направлений развития систем заправки следует признать совершенствование способов и алгоритмов измерения количества топлива на борту РН и создание универсального контроллера, который позволял бы собрать и обработать сигналы с любых емкостных датчиков уровня, используемых на разных ракетах. Несмотря на то, что вопросами конструирования емкостных датчиков заправки РН непрерывно занимаются ведущие аэрокосмические предприятия России, по-прежнему остаются актуальными задачи повышения их точности и стабильности, минимизация габаритов, повышения надёжности. Сохраняется необходимость дальнейших теоретических исследований, позволяющих провести более точное математическое моделирование измерительной процедуры, на основе которой определить новые методы и алгоритмы обработки сигналов и обеспечить их техническую реализацию. Необходимы исследования вопросов температурной и климатической стабилизации метрологических параметров, что важно в связи с необходимостью их круглогодичного применения в атмосферных и криогенных условиях. Актуально стоят вопросы выбора элементной базы с минимальным энергопотреблением и автономным питанием.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пат. 2414681 Российская Федерация МПК G01F23/26. Система измерения уровня заправки / Лазарев А.В., Королев Р.А., Загвоздкин А.Я.; заявитель и патентообладатель Научно-техническое учреждение «Инженерно-технический центр». – №2009147224/28; заявл. 18.12.2009; опубл. 20.03.2011, Бюл. №8
2. Пат. 2150088 Российская Федерация МПК G01F23/26. Измеритель уровня жидкости / Шевцов Н.С., Кожин В.Б.; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». – №98118518/28; заявл. 12.10.1998; опубл. 27.05.2000, Бюл. №15

3. *Форейт, Й.* Емкостные датчики неэлектрических величин / Й. Форейт. – М.: Энергия, 1966. – 162 с.
4. Пат. 2456552 Российская Федерация МПК G01F23/26, G01R17/10. Способ определения уровня диэлектрического вещества / *Долгов Б.К., Балакин С.В.*; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». – № 2010151714/28, заявл. 15.12.2010; опубл. 20.07.2012, Бюл. № 20
5. *Балакин, С.В.* Опыт эксплуатации системы контроля заправки жидкостных ракет как основа создания системы нового поколения / С.В. Балакин, Б.К. Долгов, В.М. Филин // Датчики и системы. – 2005. – №7. – С. 10 – 17.
6. *Блинов, Д.И.* Анализ систем измерения уровня заправки ракет-носителей / Д.И. Блинов, С.А. Борминский // Авиакосмическое приборостроение. – 2013. – №9. – С. 03-08
7. *Балакин, С.В.* Фазовый способ измерения уровня топлива жидкостных ракет/ С.В. Балакин, А.Н. Дывак, В.М. Филин // Датчики и системы. – 2005. – №1. – С. 5-10.
8. *Балакин С.В., Дывак А.Н., Стерлигов Д.В., Филин В.М.* Моделирование статических погрешностей при измерении уровня топлива жидкостных ракет // Датчики и системы, 2005, №2, с. 2 - 7.
10. Пат. 2262669 Российская Федерация МПК G01F 23/26, G01R 17/00 Способ определения уровня диэлектрического вещества / *Балакин С.В., Долгов Б.К.*; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». – № 2003129116/28, заявл. 01.10.2003; опубл. 20.10.2005, Бюл. №29
11. Пат. 2567018 Российская Федерация МПК G01F 23/26, G01R 17/00 Способ измерения уровня диэлектрического вещества / *Безгодов А.А., Виноградов С.Ю., Светников О.Г., Симкин В.В.*; заявитель и патентообладатель АО «РКЦ «Прогресс». №2014126978/28, заявл. 01.07.2014; опубл. 27.10.2015, Бюл. №4
12. Пат. 2445585 Российская Федерация МПК G01F 23/26 Устройство для измерения уровня топлива / *Анашкин А.А., Чулючкин В.В., Акчурин Н.Г.*; заявитель и патентообладатель Анашкин А.А. – №2010150045/28, заявл. 08.12.2010; опубл. 20.03.2012, Бюл. №8
13. Пат. 2499232 Российская Федерация МПК G01F 23/26 Устройство для измерения уровня диэлектрического вещества / *Хачатуров Я.В., Балакин С.В., Сербинов Д.Л., Федулов В.Ю., Одновол И.Е., Сидоров С.В., Федулов А.Ю.*; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». – № 2012117013/28, заявл. 26.04.2012; опубл. 20.11.2013, Бюл. №32
14. Пат. 2622730 Российская Федерация МПК B64D 37/00, G01F 23/00, B64G 1/66 Устройство для измерения уровня топлива в баках ракет-носителей / *Сочков В.И., Костин А.В., Степанов В.А., Чикризов Ю.Д., Шумских И.Ю.*; заявитель и патентообладатель АО «РКЦ «Прогресс». – № 2015149135, заявл. 16.11.2015; опубл. 19.06.2017, Бюл. №17

THE MAIN PROBLEMS AND DIRECTIONS OF DEVELOPMENT OF FUEL LEVEL CONTROL SYSTEMS IN THE TANKS OF «SOYUZ» CARRIER ROCKETS

© 2019 B.V. Skvortsov, R.S. Zakharov, D.R. Taipova

Samara National Research University named after Academician S.P. Korolyov

The article deals with the system of measuring the fuel level of various modifications of the carrier rockets "Soyuz" at the «Baikonur» and «Vostochny» space launch center. A comparative analysis of the principles of construction of fuel level control systems and a General view of the rocket refueling scheme is given. The methods of measurement and processing of capacitive sensors signals associated with obtaining and taking into account the climatic and electrophysical parameters of the environment are described. The design of a tripled capacitive level sensor with a compensation section for the «Vostochny» space launch center, its connection scheme and formulas for calculating the current value of the fuel level are considered.

Keywords: capacitive sensor, rocket, fuel level measurement.