



Научная статья

УДК 681.2.08

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=189158>

EDN: <https://www.elibrary.ru/KSLYBM>

ИЗМЕРЕНИЕ МАССЫ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА ПЕРСПЕКТИВНОГО РАЗГОННОГО БЛОКА НА СТАРТОВОМ КОМПЛЕКСЕ

С.В. Балакин, Д.А. Стеняева✉

Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация „Энергия“ имени С. П. Королёва», г. Королёв, Московская область, Россия

✉ post@rsce.ru

Цитирование: Балакин С.В., Стеняева Д.А. Измерение массы компонентов топлива перспективного разгонного блока на стартовом комплексе // Труды МАИ: электрон. журнал. № 149. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=189158>

Аннотация. Статья посвящена повышению точности измерения массы диэлектрических компонентов топлива в баках жидкостных разгонных блоков на этапе предстартовой подготовки на стартовом комплексе. Существующие системы измерения уровня заправки, основанные на применении емкостных датчиков уровня, имеют существенные погрешности, связанные с привязкой к верхней теоретической вершине бака, температурными деформациями конструкции и изменением плотности и диэлектрической проницаемости топлива при криогенных температурах. Для объективного контроля заправки предложен метод, основанный на применении емкостных датчиков уровня, расходомеров с соответствующими датчиками температуры. Предложенный метод реализует два независимых принципа измерений, что позволяет говорить об объективности определяемого количества топлива.

В статье продемонстрирован разработанный алгоритм функционирования системы определения параметров компонентов топлива с применением емкостного датчика уровня. Алгоритм включает в себя калибровку измерительных каналов перед началом работы системы, определение уровня и массы топлива с учетом температурных деформаций бака и изменений плотности, и диэлектрической проницаемости компонентов топлива. Предложенный метод

позволяет повысить точность определения количества топлива во время заправки и увеличить массу выводимой полезной нагрузки.

Ключевые слова: ракета-носитель; разгонный блок; система измерения массы; уровнемер; емкостной датчик; диэлектрическая проницаемость; стартовый комплекс.

MEASUREMENT OF THE MASS OF FUEL COMPONENTS OF A PROMISING UPPER STAGE AT THE LAUNCH COMPLEX

S.V. Balakin, D.A. Stenyaeva✉

Public Joint-Stock Company "S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia",
Korolev, Moscow Region, Russia.

✉ post@rsce.ru

Citation: Balakin S.V., Stenyaeva D.A. Measurement of the mass of fuel components of a promising upper stage at the launch complex // Trudy MAI. 2026. No. 149. (In Russ.).

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=189158>

Abstract. This article aims to improve the accuracy of measuring the mass of dielectric propellant components in liquid upper stage tanks during prelaunch processing at the launch pad. Existing fuel level measurement systems based on capacitive level sensors have significant errors associated with reference to the theoretical upper apex of the tank, thermal deformations of the structure, and changes in the density and permittivity of the propellant at cryogenic temperatures. A method based on capacitive level sensors and flow meters with corresponding temperature sensors is proposed for objective fuel monitoring. The proposed method implements two independent measurement principles, ensuring the objective determination of the propellant quantity.

This article presents a developed algorithm for the operation of a system for determining propellant parameters using a capacitive level sensor. The algorithm includes calibration of the measurement channels before system operation, determination of the fuel level and mass, taking into account thermal deformations of the tank and changes in the density and permittivity of the propellant components. The proposed method allows for improved accuracy in determining the amount of fuel during refueling and an increase in the mass of the payload carried.

Keywords: launch vehicle; upper stage; mass measurement system; level gauge; capacitive sensor; dielectric constant; launch complex.

Введение

Средства выведения изделий ракетно-космической техники (РКТ), к которым относятся жидкостные разгонные блоки (РБ), требует выполнения большого количества технологических операций на этапе предстартовой подготовки, одной из наиболее ответственных среди которых является заправка баков компонентами топлива (КТ) и контроль количества заправленного топлива.

Масса топлива является одним из основных параметров, определяющих энергетические характеристики РБ. От точности её определения зависит эффективность использования РКТ. Недостаточная точность измерения массы топлива может привести к снижению энергетических возможностей ракеты или к увеличению гарантийных запасов топлива [5], что уменьшает массу полезной нагрузки.

В условиях стартового комплекса (СК) непосредственное измерение массы топлива тензометрическим методом затруднено, поэтому разработка совокупных методов измерения массы в условиях СК является актуальной научно-технической задачей. Топливо заправляется в баки сложной геометрической формы, которые эксплуатируются в условиях воздействия криогенных температур и механических нагрузок. Кроме того, многие компоненты топлива обладают агрессивными химическими свойствами и требуют применения специальных измерительных систем.

В настоящее время применяются следующие основные методы измерения уровня топлива, представленные в таблице 1.

Таблица 1

Сводная характеристика методов измерения количества топлива

Метод	Принцип действия	Плюсы	Минусы
Емкостной	Измерение электрической ёмкости	Простота конструкции, для жидкостей и сыпучих тел	Зависимость от диэлектрической проницаемости, налипание
Тепловой	Зависимость теплоотдачи от среды	Надежность, взрывобезопасность	Зависимость от свойств среды, точечный
Гидростатический	Измерение давления столба жидкости	Простота, надежность, широкий диапазон	Зависимость от плотности
Поплавковый	Закон Архимеда, положение поплавка	Наглядность	Механический износ, не применим к жидкому водороду
Оптический	Изменение оптических свойств на границе сред	Высокая точность, быстроедействие	Чувствительность к загрязнению оптики
Тензометрический	Измерение массы (веса) резервуара	Высокая точность, независимость от свойств среды	Высокая стоимость, влияние вибраций

Практическое применение этих методов в различных странах подтверждает их эффективность. В США, например, системы на «Saturn V» [13] широко использовали емкостные датчики для контроля заправки и оценки уровня топлива в полете, а также оптические датчики для сигнализации окончания топлива. В системах «Delta IV» [10] и «Space Shuttle» [11] применялись тепловые сигнализаторы уровня, фиксирующие ключевые точки заправки и окончания компонентов топлива. В ракетных ступенях «Atlas-Centaur» [12] и «Atlas V» [9] использовались как емкостные, так и гидростатические датчики для контроля за уровнем и управлением расходом топлива. В России, в ракетных системах типа «Протон-М» и «Зенит» [15], традиционно применяются поплавковые индуктивные датчики, а также емкостные датчики для систем контроля заправки и опорожнения баков. В Европе, например, в ракете «Ариане 5» [8], используются емкостные датчики производства компании Air Liquide.

Данное разнообразие методов свидетельствует о стремлении обеспечить максимальную надежность и точность измерений в условиях космического полета, а также о сохранении накопленного опыта и проверенных решений. В целом, выбор метода определяется требованиями к характеристикам системы, типом топлива и условиями эксплуатации, что обеспечивает высокий уровень безопасности и эффективности ракетных запусков.

Так как в российских и советских изделиях РКТ в основном применяются диэлектрические компоненты топлива, то на практике при их стартовой подготовке используется совокупный метод определения уровня КТ в баке с помощью емкостного блока датчиков уровня (БДУ) [3], по значению которого судят о массе, заправленного компонента в бак. Однако такой метод сопровождается рядом погрешностей, связанных с изменением плотности и электрофизических свойств топлива в зависимости от температуры, температурной деформацией бака и особенностей конструкции измерительных датчиков.

БДУ заправки конструктивно привязан к верхней теоретической вершине (ВТВ) топливного бака изделия РКТ (рисунок 1), которая находится на пересечении теоретической линии (Т-линии) и осевой линии бака. Точка ВТВ

является базовой для проведения градуировки бака [1] и от нее идет отсчет для ряда данных, необходимых при расчете уставок уровней заправки бака для работы системы измерения уровня заправки разгонного блока (СИУЗ РБ).

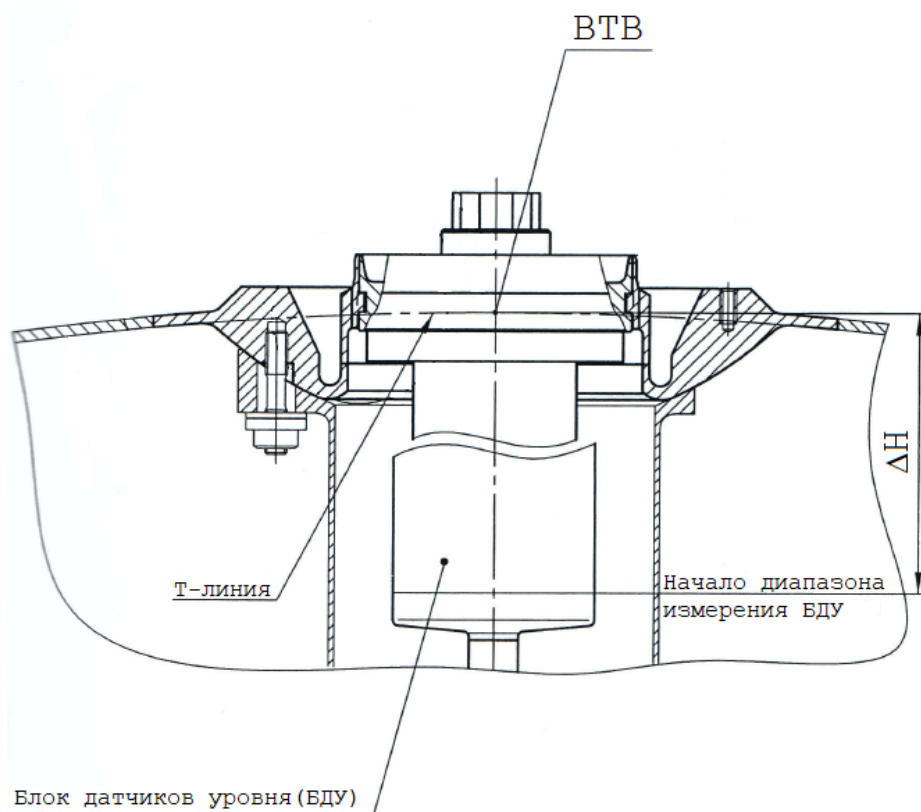


Рисунок 1 – Место крепления БДУ к ВТВ бака, где ΔH – расстояние между ВТВ бака и началом диапазона измерения БДУ

Рассмотрим подробнее расчет значений уставок уровней заправки бака для работы СИУЗ РБ. (рисунок 2)

В задании на заправку бака РБ выдается необходимая, в частности масса заправленного окислителя ($M_{\text{запр.ок.}}$). На первом этапе расчета уставок производится определение полезного объема бака окислителя, при температуре минус 192 °С на момент окончания заправки ($V_{\text{полезн.ок.}}^{-192^{\circ}\text{C}}$). Следом, в соответствии с градуировочной характеристикой на бак, к полученному объему определяется соответствующая ему высота от базы измерения ($H^{-192^{\circ}\text{C}}$). Третьим этапом, необходимо определить высоту, соответствующую объему окислителя от ВТВ ($H_{\text{полезн.ок.от ВТВ}}^{-192^{\circ}\text{C}}$). В конце, имея данные о расстоянии от ВТВ бака «0» до нижней границы диапазона измерения БДУ ($H_{\text{ВТВ}}$), высоту, соответствующую уровню полезного объема бака «0» и диапазон измерения БДУ ($L_{\text{эфф}}$), можем рассчитать номинальный уровень заправки ($u_{\text{ном}}\%$).

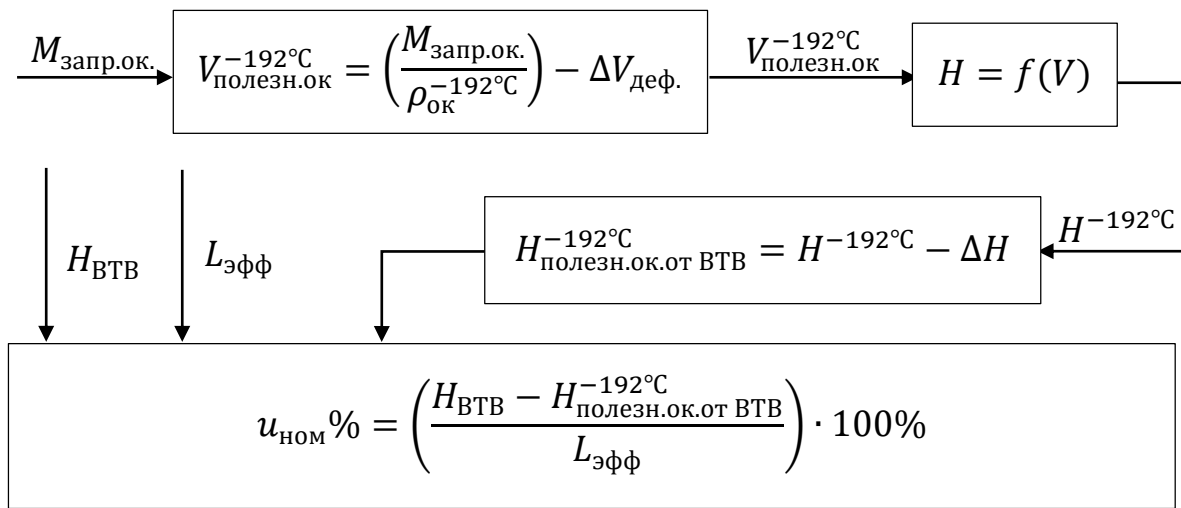


Рисунок 2 – Алгоритм расчета уставок для СИУЗ РБ, где $\rho_{\text{ок.}}^{-192^{\circ}\text{C}}$ – плотность окислителя при температуре минус 192 °С; $\Delta V_{\text{деф.}}$ – деформация бака от газов наддува; $H = f(V)$ – градуировочная характеристика бака

Как видно из рисунка 1, конструктивное крепление БДУ к виртуальной ВТВ бака не подлежит измерению и соответственно физическому контролю значения $H_{\text{ВТВ}}$. Поэтому опыт эксплуатации РБ показал, что при расчете $H_{\text{ВТВ}}$ и $H_{\text{полезн.ок.от ВТВ}}^{-192^{\circ}\text{C}}$, возможны ошибки, которые приводят соответственно, к неверному расчету уставок на заправку. Следовательно, из-за невозможности исключения ошибки в выдаче исходных данных и полной привязанности всех показателей к ВТВ бака, СИУЗ РБ не может выступать единственным мерилom достоверности заправленной дозы в бак окислителя.

Проведенный анализ показал, что существующая СИУЗ РБ не обеспечивает необходимой достоверности определения массы КТ вследствие зависимости результата измерения от положения ВТВ бака, температурных деформаций конструкции, а также изменения плотности и диэлектрической проницаемости КТ от температуры.

В связи с этим возникает научно-техническая задача разработки метода определения массы КТ на СК в баках перспективного разгонного блока на основе показаний измерения уровня с учетом влияния основных факторов, определяющих погрешность измерения. [1]

Целью настоящей работы является разработка метода определения массы КТ жидкостных РБ на СК на основе измерения уровня КТ с использованием емкостных БДУ, обеспечивающего учет температурной деформации бака и

изменения плотности и диэлектрической проницаемости КТ. В процессе работы с СИУЗ РБ мы работаем с двумя типами исходных данных: номинальные и фактические. Номинальные данные – это данные используемые для настройки аппаратуры. При выдаче уставок используются данные для номинальной (предполагаемой) температуры КТ. Фактические данные определяются уже после заправки бака и опираются на фактически измеренную температуру КТ, после барботирования. Перечень исходных данных для работы системы измерения представлен в таблице 2.

Таблица 2

Номинальные исходные данные на заправку	
Параметр	Название параметра
$T_{\text{ном}}$	Номинальная температура компонента топлива
$H_{\text{ВТВ}}$	Расстояние от ВТВ бака «О» до нижней границы диапазона измерения БДУ
$H_{\text{полезн.ок от ВТВ}}$	Высота, соответствующая уровню полезного объема бака «О»
$H_{\text{эфф.датч}}$	Диапазон измерения при задействовании на РБ двух секций БДУ
$\epsilon_{\text{ж}}$	Диэлектрическая проницаемость жидкости
$\epsilon_{\text{г}}$	Диэлектрическая проницаемость газа
$u\%$	Номинальный уровень, выданный на заправку

Используя представленные в таблице 2 исходные данные на заправку бака, а также впоследствии полученные данные по температуре заправляемого КТ, требуется определить количество (массу) заправленного топлива.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- проанализировать существующие методы измерения количества жидкого топлива;
- исследовать особенности применения емкостных БДУ;
- разработать алгоритм определения объёма и массы топлива;
- провести расчет влияния температурных факторов на точность измерения.

Независимые принципы измерения массы компонентов топлива

Для объективного контроля заправки необходимо применение не менее двух независимых принципов измерений. Для жидкостных РБ предлагается использование системы измерения массы КТ (модернизированного СИУЗ) и расходомеров, установленных в трубах подачи КТ в баки. (рисунок 3)

Расходомерный метод [2] основан на применении объемных датчиков расхода в топливных магистралях заправки баков. Датчик расхода представляет собой участок трубопровода с подвижной винтовой гидрометрической турбиной. Поток жидкости, проходящий по трубопроводу, приводит турбину во вращение. При этом угловая скорость вращения турбины пропорциональна скорости движения измеряемого потока жидкости, а, следовательно, и ее расходу. Обороты турбины посредством магнитоиндукционного узла преобразуются в электрический сигнал переменного тока, частота которого пропорциональна измеряемому расходу.

Во время заправки на СК по показаниям расходомеров и с учетом потерь можно измерить объем заправленных компонентов топлива с заданной погрешностью, так как потери в магистралях, например, жидкого кислорода известны. Масса компонентов топлива вычисляется произведением объема и плотности компонентов топлива при измеренной с помощью датчиков температуры (ДТ) температуре.

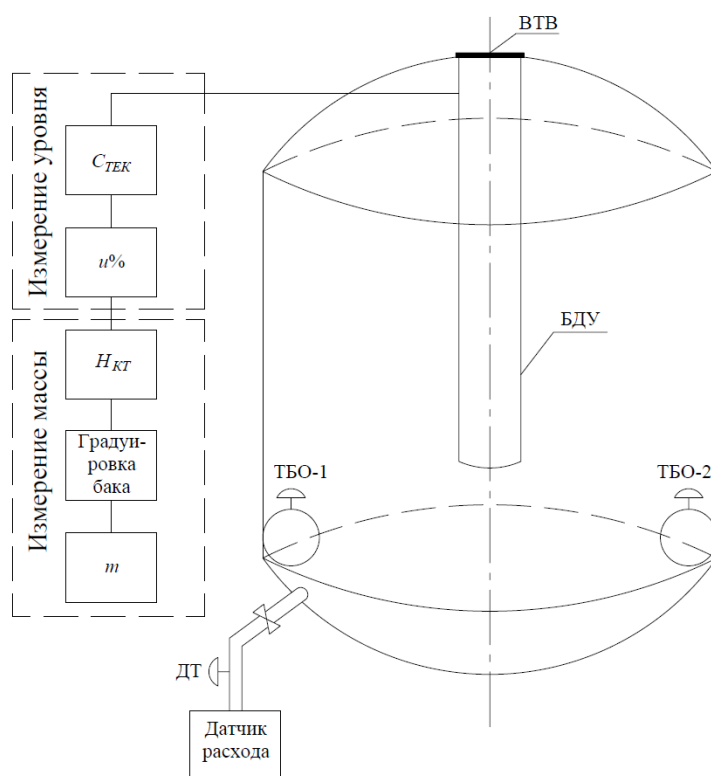


Рисунок 3 – Основные блоки процесса измерения массы КТ в баке двумя независимыми принципами измерения, где: $H_{КТ}$ – высота столба уровня жидкости, отсчитываемая от ВТВ; m – итоговая заправленная масса КТ

В основе СИУЗ лежит емкостный метод измерения. Данный метод основан на принципе измерения уровня жидких диэлектрических КТ в баке при помощи измерения электрической емкости БДУ ($C_{тек}$). БДУ представляет собой дублированный цилиндрический конденсатор, изменяющий свою электрическую емкость в зависимости от уровня заполнения зазора между электродами диэлектрической жидкостью – компонентом ракетного топлива. Таким образом принцип действия емкостного БДУ базируется на существенной разнице диэлектрических проницаемостей топлива и газовой среды в баке, что позволяет, измеряя электрическую емкость БДУ, определить уровень жидкости в баке, как процент заполнения БДУ компонентом топлива ($u\%$) [4].

Измерение электрических параметров БДУ выполняется путем воздействия на него переменным напряжением на двух различных частотах, что позволяет проводить высокоточные измерения параметров БДУ на расстоянии до 400 метров.

Таким образом, определение массы заправленного топлива на СК должно происходить одновременно с использованием расходомерного и емкостного методов, с последующим сравнением результатов измерений.

Алгоритм функционирования системы измерения массы компонентов топлива

Алгоритм функционирования системы измерения массы КТ, представленный на рисунке 4 и рисунке 5, поясняет принцип работы устройства измерения массы. [6, 7]. В рамках алгоритма осуществляется последовательная обработка измерительной информации, начиная от регистрации электрических параметров БДУ и заканчивая определением уровня и массы КТ.

Алгоритм, представленный на рисунке 4, описывает циклический процесс работы устройства, который состоит из двух ключевых режимов: режима настройки (калибровки) и режима измерения уровня. Разделение алгоритма на два режима обусловлено необходимостью предварительной калибровки БДУ и учета индивидуальных характеристик измерительного тракта, включающего характеристики кабельной линии связи, элементы измерительных каналов и электронные блоки обработки сигналов. Использование предварительной

процедуры настройки позволяет существенно повысить точность последующих измерений и обеспечить корректность преобразования электрических параметров БДУ в уровень заправленного КТ.

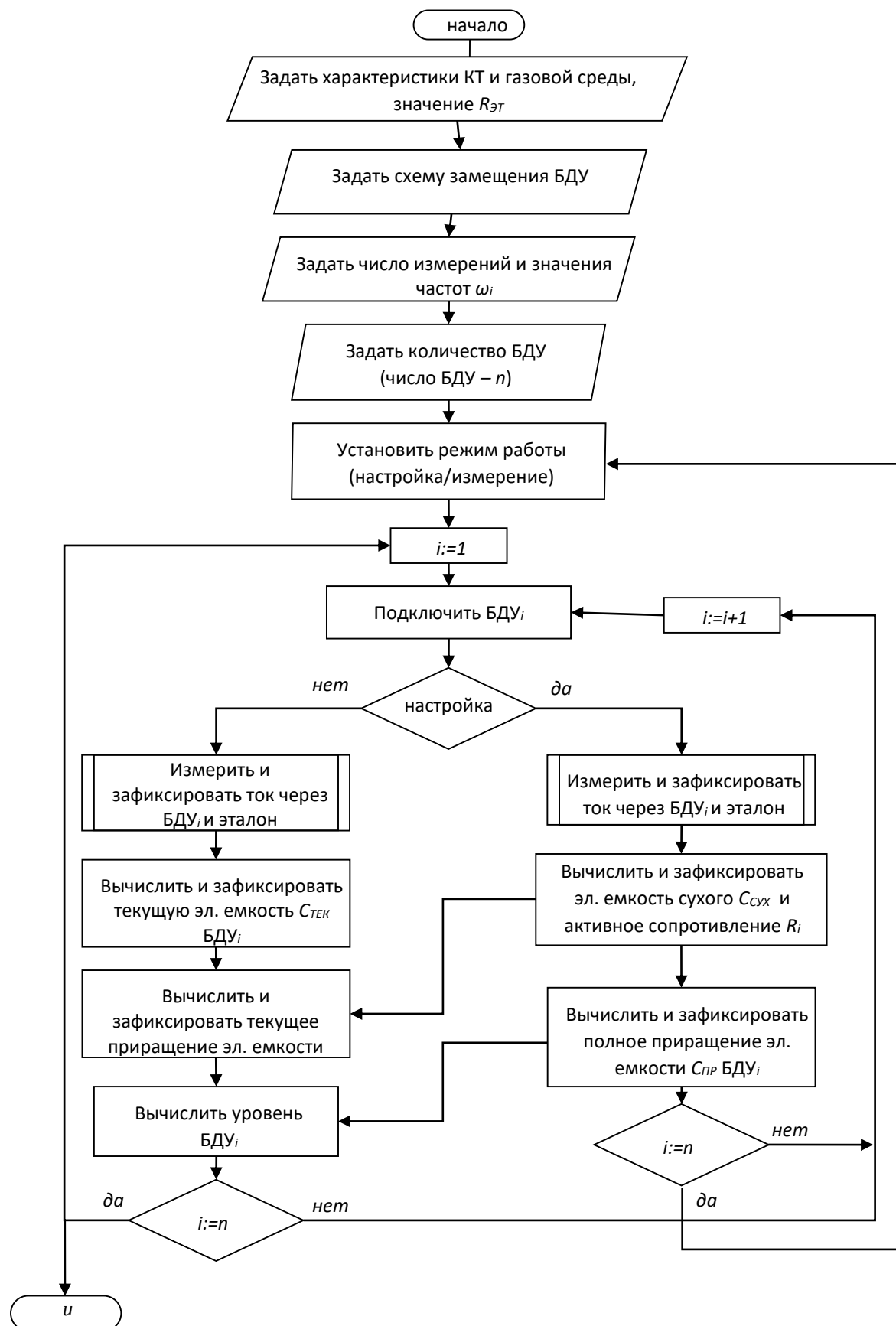


Рисунок 4 – Алгоритм измерения уровня компонентов топлива

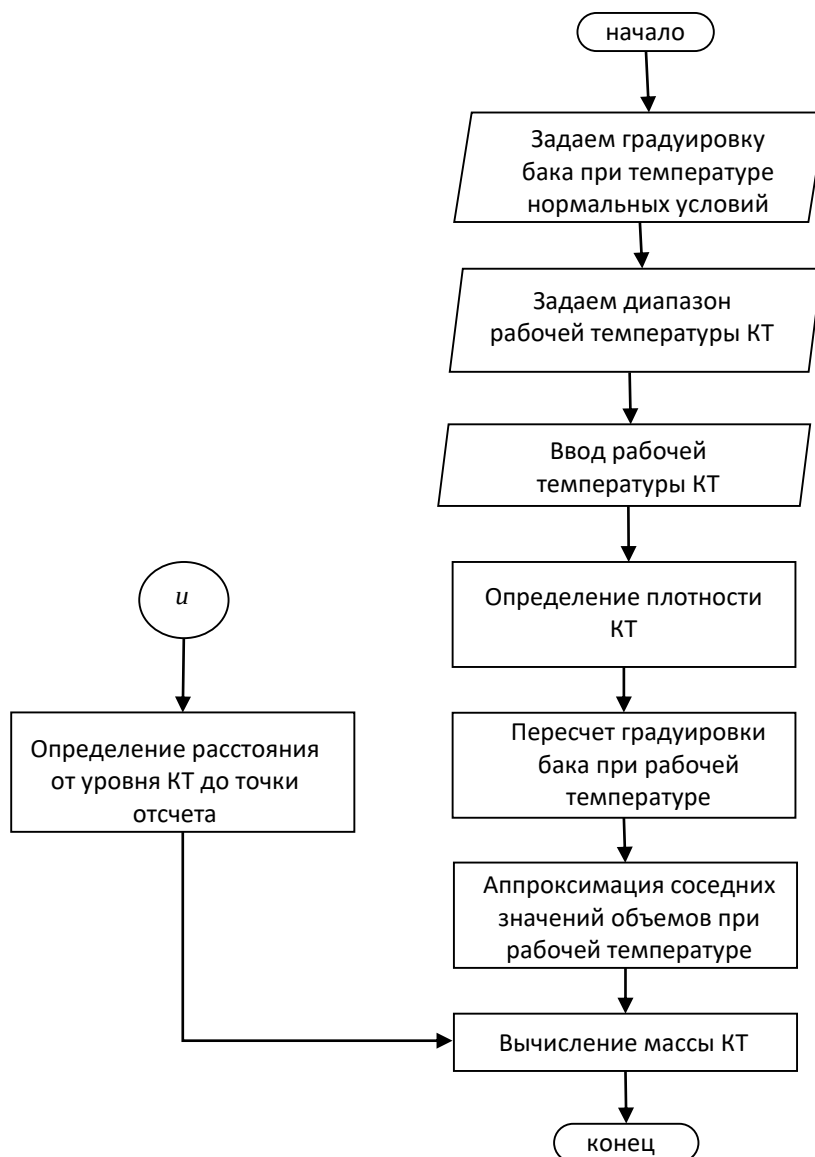


Рисунок 5 – Алгоритм перехода от измерения уровня КТ к измерению массы КТ

Опишем пошаговую работу алгоритма работы устройства для определения массы КТ, представленного на рисунках 4 и 5.

Шаг 1 – Инициализации системы.

Задаются характеристики КТ и газовой среды, величина эталонного сопротивления ($R_{эт}$), устанавливается необходимое количество измерений и значения частот (ω_i), а также общее количество датчиков (n) входящих в БДУ, градуировочная характеристика бака (зависимость объема от высоты уровня), полученная при нормальных условиях, диапазон рабочих температур КТ, фактическая рабочая температура КТ на момент окончания заправки, задается схема замещения БДУ:

$$C = \frac{1}{R_{\text{ЭТ}}} \cdot \sqrt{\frac{\left(\frac{I_{\omega_1}}{I_{\text{ЭТ}}}\right)^2 - \left(\frac{I_{\omega_2}}{I_{\text{ЭТ}}}\right)^2}{\omega_1^2 - \omega_2^2}}, \quad (1)$$

$$R = R_{\text{ЭТ}} \cdot \sqrt{\frac{\omega_1^2 - \omega_2^2}{\left(\frac{I_{\omega_2}}{I_{\text{ЭТ}}}\right)^2 \cdot \omega_1^2 - \left(\frac{I_{\omega_1}}{I_{\text{ЭТ}}}\right)^2 \cdot \omega_2^2}}, \quad (2)$$

где ω_1 и ω_2 – первая и вторая частоты измерительного канала; I_{ω_1} , I_{ω_2} , $I_{\omega_1}^{\text{ЭТ}}$, $I_{\omega_2}^{\text{ЭТ}}$ – ток через измерительный канал и эталон по выбранной частоте; $R_{\text{ЭТ}}$ – сопротивление эталона.

Шаг 2 – Настройка системы.

Блок управления режимами устанавливает режим работы (настройка или измерение), и начинается последовательный опрос датчиков. В процессе настройки в блок управления измерением передается информация о необходимом числе измерений для каждого датчика, а в блок управления частотой задаются значения рабочих частот (ω_1 и ω_2), на которых выполняются измерения электрических токов. Кроме того, блок формирования схемы замещения передает в вычислительные модули аналитические зависимости, описывающие электрическую модель датчика. На основе этих зависимостей в специализированных вычислительных блоках производится определение электрической емкости и активного сопротивления датчиков.

Также в режиме настройки устройство подключает первый i -й сухой (незаполненный) датчик БДУ к измерительной цепи. Через БДУ и эталонный резистор на двух разных частотах ω_1 и ω_2 пропускается ток. Измеренные значения токов поступают в вычислители, где на основе заданных формул (1) и (2), рассчитываются реальная электрическая емкость сухого датчика ($C_{\text{сух}}$) и его активное сопротивление (R_i). Активное сопротивление анализируется для оценки состояния кабельной сети.

Помимо этого, вычисляется значение полного приращения электрической емкости каждого датчика БДУ при его полном погружении $C_{\text{пр}}$.

$$C_{\text{пр}} = C_{\text{сух}} \cdot (\varepsilon_{\text{ж}} - \varepsilon_{\text{г}}), \quad (3)$$

Все рассчитанные значения $C_{\text{сух}}$, $C_{\text{пр}}$ сохраняются в памяти для последующего использования. После завершения вычислений для i -го датчика алгоритм проверяет

условие $i = n$. Если опрошены не все датчики, индекс i увеличивается, и процесс настройки повторяется для следующего датчика. После настройки всех датчиков устройство автоматически переходит в режим измерения.

Шаг 3 – Режим измерения.

В режиме измерения уровня устройство циклически опрашивает датчики БДУ, уже заполненные КТ. Процедура измерения тока повторяется аналогично режиму настройки, однако теперь на их основе вычисляется текущая (реальная) электрическая емкость заполненного датчика $C_{ТЕК}$. Затем в вычислителе текущего приращения определяется разница между текущей емкостью и емкостью сухого БДУ:

$$\Delta C_{ТЕК} = C_{ТЕК} - C_{СУХ} . \quad (4)$$

Итоговый уровень заполнения (u) БДУ рассчитывается в вычислителе уровня как отношение текущего приращения $\Delta C_{ТЕК}$ к полному приращению $C_{ПР}$, полученному в режиме настройки

$$u = \frac{\Delta C_{ТЕК}}{C_{ПР}} . \quad (5)$$

Шаг 4 – определение рабочей (фактической) температуры.

После окончания заправки и проведения барботирования КТ в баке, по показаниям датчиков температуры определяется рабочая температура КТ. Для корректного пересчета всех температурозависимых данных из блока диапазона рабочих температур выбирается температура, соответствующая рабочей температуре КТ, и проводится корректировка переменных (таблица 3).

Таблица 3

Фактические исходные данные для определения массы КТ

Параметр	Название параметра
T	Фактическая (рабочая) температура компонента топлива
$H_{ВТВ}$	Расстояние от ВТВ бака «О» до нижней границы диапазона измерения БДУ
$H_{\text{полезн.ок от ВТВ}}$	Высота, соответствующая уровню полезного объема бака «О»
$H_{\text{эфф.датч}}$	Диапазон измерения БДУ
$\varepsilon_{\text{ж}}$	Диэлектрическая проницаемость жидкости
α	Коэффициент теплового линейного расширения материала бака
ΔH	Насколько выше база измерения уровней при градуировке бака ВТВ
$u\%$	Номинальный уровень, выданный на заправку
ρ	Плотность компонента топлива

Шаг 5 – Коррекция градуировки бака.

Так как под воздействием криогенных температур металл бака сжимается, необходимо проводить пересчет градуировки под соответствующую рабочую температуру КТ. Используя данные градуировки при нормальных условиях и коэффициент линейного расширения материала, пересчитываются все значения высот уровней и соответствующих им объемов для текущей рабочей температуры (T)

$$H_n^T = H_n^{(+15)} + H_n^{(+15)} \cdot \alpha(T - 15^\circ\text{C}), \quad (6)$$

$$V_n^T = V_n^{(+15)} + V_n^{(+15)} \cdot 3\alpha(T - 15^\circ\text{C}), \quad (7)$$

где: H_n^T – высота уровня КТ при рабочей температуре, при проведении пересчета градуировки, мм; V_n^T – n -ый объем занимаемый КТ, в полностью собранном баке (с размещенными в нем внутрибаковыми устройствами) для каждого n -го уровня при её рабочей температуре, л; H_n^{+15} , V_n^{+15} – высота уровня и объем технологического вещества при температуре нормальных условий (в частности, плюс 15°C), мм; α – коэффициент линейного расширения материала оболочки бака (равный $0,000025 \frac{1}{^\circ\text{C}}$); n – число заданных уровней необходимых для градуировки бака; T – рабочая температура КТ при пересчете градуировки, $^\circ\text{C}$.

Шаг 6 – Определение расстояния от уровня КТ до точки отсчета.

Используя данные, полученные от вычислителя уровня с рисунка 4, определяется текущее расстояние от точки отсчета до уровня КТ (u)

$$H_T = H_{\text{ВТВ}}(1 - \alpha(T_{\text{расч.}} - T)) - \frac{K_T \cdot (\varepsilon_{\text{ж}} - \varepsilon_{\Gamma}) \cdot u + (K_T - 1) \cdot \varepsilon_{\Gamma}}{\varepsilon_{\text{ж}}^T - \varepsilon_{\Gamma}} H_{\text{эфф.дат.Т}} \quad (8)$$

где $T_{\text{расч.}}$ – температура для которой проводились первичные расчеты уровня и выдачи уставок; K_T – коэффициент относительного изменения длины чувствительной части БДУ при изменении температуры; $\varepsilon_{\text{ж}}^T$ – диэлектрическая проницаемость топлива при температура топлива на момент окончания заправки; $H_{\text{эфф.дат.Т}}$ – диапазон измерения БДУ при рабочей температуре.

Шаг 7 – Вычисление объема КТ.

Поскольку реальный уровень u может не совпадать с дискретными точками градуировочной таблицы, выполняется линейная интерполяция между двумя соседними градуировочными значениями, чтобы точно определить объем ($V(H)$) заправленного КТ при рабочей температуре:

$$V_T = \frac{(H_T - H_n^T) \cdot (V_n^T - V_{(n+1)}^T)}{H_n^T - H_{(n+1)}^T} + V_n^T, \quad (9)$$

где значения $H_n^T, H_{n+1}^T, V_n^T, V_{n+1}^T$ берутся из пересчитаной градуировочной характеристики ($V_T(H_T)$), причем номер точки замера n соответствует ближайшим к H_T значениям H_n^T, H_{n+1}^T , для которых верно следующее: $H_n^T \leq H_T \leq H_{n+1}^T$.

Шаг 8 – Вычисление массы заправленного КТ.

Имея точное значение плотности и точное значение объема (V_T), система рассчитывает итоговую массу заправленного в бак КТ

$$m_T = V_T \cdot \rho. \quad (10)$$

Результаты работы

В ходе проведённого исследования разработан метод измерения массы КТ жидкостных РБ на основе измерения электрических параметров БДУ. Разработанный метод позволяет учитывать зависимость градуировки бака, плотности жидкого кислорода и диэлектрической проницаемости топлива от температуры КТ, что в свою очередь позволяет повысить точность определения количества топлива.

Результаты измерения представляются в виде массы заправленного КТ, что упрощает взаимодействие операторов с системой и позволяет объективно оценивать контролируемые параметры совместно с системой на основе расходомеров.

Использование разработанного метода позволяет повысить эффективность эксплуатации ракетно-космических комплексов и увеличить массу выводимой полезной нагрузки, путем уменьшения гарантированного запаса топлива за счет уменьшения влияния температуры на погрешности измерения количества КТ.

Дальнейшее совершенствование систем контроля должно учитывать не только метрологическую точность приборов (БДУ), но и организацию процесса

контроля критических режимов эксплуатации. Основываясь, в дополнение к разработанному методу измерения массы, необходимо реализовать алгоритмы мониторинга временных параметров заправки (времени подачи компонента) как независимых физических признаков штатного протекания процесса. Такой подход направлен на исключение ошибок, связанных с «человеческим фактором» и сбоями в работе систем измерения уровня.

Заключение

В статье рассмотрен метод определения массы компонентов топлива в баках жидкостных разгонных блоков на этапе предстартовой подготовки на СК. Метод основан на измерении уровня топлива с использованием блока датчиков уровня и последующем вычислении объёма и массы топлива. Разработан алгоритм функционирования системы, включающий настройку измерительных каналов, определение уровня компонентов топлива и последующий пересчёт уровня в массу с учётом температурного влияния на градуировку бака и плотность топлива.

Предложенный метод позволяет повысить точность контроля заправки баков, уменьшить погрешность определения массы компонентов топлива и повысить эффективность эксплуатации ракетно-космических комплексов.

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest

The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Балакин С.В., Лунев Д.О., Стеняева Д.А. Опыт использования и перспективы развития уровнемерных систем жидкостных ракет-носителей и разгонных блоков // Космическая техника и технологии. 2026, №1. с. 88-98.
2. Балакин С.В., Панасик Д.С., Федоров В.И. Исследование регулирования соотношения и суммарного массового расхода компонентов топлива маршевого двигателя перспективного разгонного блока // Космическая техника и технологии. 2023, №2(41). с. 65-74.

3. Балакин С. В., Сербинов Д. Л. Способ определения параметров датчиков уровня заправки жидкостных ракет методом переменного тока. // Труды МАИ. 2019. № 107. С. 1–21.
4. Балакин С.В., Сербинов Д.Л. «Способ определения уровня диэлектрических жидкостей по значениям параметров модели емкостного датчика уровня», «Измерительная техника», №11-2017 г.
5. Гаврелюк О.П., Кирсанов В.Г. Гарантийные запасы топлива для ракет космического назначения // Космическая техника и технологии. 2015, №3. с. 100-106.
6. Способ определения параметров диэлектрического вещества: Патент 2833023 (Россия), 13.01.2025, Заявка №2024100598 от 10.01.2024 Балакин С.В., Стеняева Д.А., Сидоров С.В., Опарин О.И., Жуков А.Н.; Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва». https://elibrary.ru/download/elibrary_80279061_12238137.PDF
7. Устройство для измерения параметров диэлектрического вещества: Патент 2833179 (Россия), 14.01.2025, Заявка №2024100606 от 10.01.2024 Балакин С.В., Стеняева Д.А., Сидоров С.В.; Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва». https://elibrary.ru/download/elibrary_80279217_14141518.PDF
8. Ariane 5 User's Manual Issue 5 Revision 1 / Airanespace. – Airanespace, 2011. – 271 p.
9. Atlas V Launch Services User's Guide, Revision 11 / United Launch Alliance ULA, 2010. – 420 p.
10. Dodge, Franklin T. Propellant Mass Gauging: Database of Vehicle Applications and Research and Development Studies / Franklin T Dodge // NASA Technical Reports Server (NTRS), 2008. – 43 p.
11. Martinez, Hugo E. Lessons Learned from the Space Shuttle Engine Cutoff System (ECO) Anomalies / Hugo E. Martinez, Ken Welzyn // 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit: 31 July 2011 – 03 August 2011, San Diego, California / AIAA PAPERS, 2011. – 14 p. AIAA 2011-5836.

12. Postflight Evaluation of ATLAS-CENTAUR AC-6 / Lewis Research Center NASA, 1965. – 229 p. – NASA TM X-1280.
13. Saturn-V Flight Manual SA-507 / National Aeronautics and Space Administration NASA, 1969. – 246 p. – MSFC-MAN-507.
14. STS-114 Engine Cut-off Sensor Anomaly: Technical Consultation Report // NASA Engineering and Safety Center National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 2009. – 28 p. – NASA/TM-2009-215567, NESC-RP-05-125/05-045-E.
15. User's Guide, Revision C / Sea Launch Company, LLC. – Boeing Launch Services, 2003. – D688-10009-1.

References

1. Balakin S.V., Lunev D.O., Stenyaeva D.A. Experience in the Use and Development Prospects of Level Measuring Systems of Liquid Launch Vehicles and Upper Stages // Space Engineering and Technology. 2026, No. 1. pp. 88-98.
2. Balakin S.V., Panasik D.S., Fedorov V.I. Study of Regulation of the Ratio and Total Mass Flow Rate of Propellant Components of the Main Engine of a Prospective Upper Stage // Space Engineering and Technology. 2023, No. 2(41). pp. 65-74.
3. Balakin S.V., Serbinov D.L. Method for Determining the Parameters of Refueling Level Sensors of Liquid Rockets Using the Alternating Current Method. // Proceedings of MAI. 2019. No. 107. pp. 1-21.
4. Balakin S.V., Serbinov D.L. "Method for Determining the Level of Dielectric Liquids Based on the Parameter Values of a Capacitive Level Sensor Model", Izmeritelnaya Tekhnika, No. 11, 2017.
5. Gavrelyuk O.P., Kirsanov V.G. Guaranteed Fuel Reserves for Space Rockets // Space Engineering and Technology. 2015, No. 3, pp. 100-106.
6. Method for Determining the Parameters of a Dielectric Substance: Patent 2833023 (Russia), 13.01.2025, Application No. 2024100598 dated 10.01.2024 Balakin S.V., Stenyaeva D.A., Sidorov S.V., Oparin O.I., Zhukov A.N.; S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia Public Joint-Stock Company.

https://elibrary.ru/download/elibrary_80279061_12238137.PDF

7. Device for Measuring the Parameters of a Dielectric Substance: Patent 2833179 (Russia), January 14, 2025, Application No. 2024100606 dated January 10, 2024, Balakin S.V., Stenyaeva D.A., Sidorov S.V.; S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia Public Joint-Stock Company.

https://elibrary.ru/download/elibrary_80279217_14141518.PDF

8. Ariane 5 User's Manual Issue 5 Revision 1 / Airanespace. – Airanespace, 2011. – 271 p.

9. Atlas V Launch Services User's Guide, Revision 11 / United Launch Alliance ULA, 2010. – 420 p.

10. Dodge, Franklin T. Propellant Mass Gauging: Database of Vehicle Applications and Research and Development Studies / Franklin T Dodge // NASA Technical Reports Server (NTRS), 2008. – 43 p.

11. Martinez, Hugo E. Lessons Learned from the Space Shuttle Engine Cutoff System (ECO) Anomalies / Hugo E. Martinez, Ken Welzyn // 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit: 31 July 2011 – 03 August 2011, San Diego, California / AIAA PAPERS, 2011. – 14 p. AIAA 2011-5836.

12. Postflight Evaluation of ATLAS-CENTAUR AC-6 / Lewis Research Center NASA, 1965. – 229 p. – NASA TM X-1280.

13. Saturn-V Flight Manual SA-507 / National Aeronautics and Space Administration NASA, 1969. – 246 p. – MSFC-MAN-507.

14. STS-114 Engine Cut-off Sensor Anomaly: Technical Consultation Report // NASA Engineering and Safety Center National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 2009. – 28 p. – NASA/TM-2009-215567, NESC-RP-05-125/05-045-E.

15. User's Guide, Revision C / Sea Launch Company, LLC. – Boeing Launch Services, 2003. – D688-10009-1.

Информация об авторах

Станислав Викторович Балакин, доктор технических наук, начальник отдела, Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва» (РКК

«Энергия»), г. Королёв, Московская обл., Россия; профессор кафедры МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва, Россия; e-mail: stanislav.balakin@rsce.ru

Дарья Антоновна Стеняева, аспирант; инженер-программист 1 категории, Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва» г. Королёв, Московская обл., Россия; e-mail: post@rsce.ru

Information about the authors

Stanislav V. Balakin, Doctor of Technical Sciences, Head of the Department, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region, Russia; Professor of the MIEM Department of the Higher School of Economics, Moscow, Russia; e-mail: stanislav.balakin@rsce.ru

Darya A. Stenyaeva, postgraduate student; software Engineer of the 1st category, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region, Russia; e-mail: post@rsce.ru

Получено 05 июня 2026 ● Принято к публикации 26 июня 2026 ● Опубликовано 31 августа 2026
Received 05 June 2026 ● Accepted 26 June 2026 ● Published 31 August 2026
