

Логика функционирования СЭС является исходной для программирования системы управления СЭС. Такую систему наиболее выгодно создавать на базе однокристального микроконтроллера с его подключением к регуляторам и датчикам СЭС и разработке для него СПО по требуемой логике функционирования.

Такой подход позволяет максимально снизить затраты на создание СЭС путем применения готовых и отработанных технических решений, готовых и отработанных элементов СЭС и введение индивидуальной логики функционирования СЭС путем программирования микроконтроллеров СУ. Это решение, кроме всего сказанного выше, позволяет достаточно просто объединить СЭС с центральным БЦВК и системой телеметрии.

Изложенная концепция дает только общую картину к проектированию СЭС микроспутников на основе отработанных технических решений. Частные решения той или иной СЭС очевидно будут находиться в области незначительного изменения конструкции и изменения программного обеспечения в соответствии с изменением энергоприхода и графика электропотребления для каждого конкретного проекта.

1. Безручко К. В., Белан Н. В., Белов Д. Г. и др. Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование. — Харьков: ХАИ, 2000.—513 с.
2. Безручко К. В., Гайдуков В. Ф., Губин С. В. и др. Солнечные батареи автоматических космических аппаратов. — Харьков: ХАИ, 2001.—275 с.
3. Безручко К. В., Горовой А. В., Туркин И. Б. Расчет освещенности и температуры солнечных энергоустановок искусственных спутников Земли в условиях орбитального полета. — Харьков: ХАИ, 1999.—65 с.
4. Белан Н. В., Безручко К. В. и др. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей. — Харьков: ХАИ, 1992.—Ч. 1, 2.—192 с.
5. Белан Н. В., Безручко К. В., Свириденко Н. Ф. Системы управления КЛА. — Харьков: ХАИ, 1983.—Ч. 1-3.—80 с.

THE DESIGN OF THE POWER SUPPLY SYSTEM FOR SPACECRAFT OF THE MICROSATELLITE TYPE

R. R. Alikperov, S. V. Gubin, A. V. Gorovyi

The subject of investigation is the power supply system of the microsatellite designed by students. We discuss the procedure of the design of the power supply system of the microsatellite. The analysis of the power system features was carried out. The design of storage batteries and a photovoltaic array in the structure of the power supply system is considered.

УДК 621.454.2.052

ИМИТАЦИЯ ВЫРАБОТКИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В СТЕНДОВЫХ УСЛОВИЯХ ПОСРЕДСТВОМ ВДУВА ГАЗА В РАСХОДНЫЕ МАГИСТРАЛИ ДВИГАТЕЛЯ

© Прокопенко Ю. А., Стрельченко Е. В.

Державне конструкторське бюро «Південне»

Наведено результати експериментальних досліджень в рамках робіт з підвищення енергетики РН «Зеніт-3-SL» за рахунок повного використання гарантійних запасів компонентів палива двигуном РД-8.

В настоящее время в отечественных РН реализуются различные мероприятия по повышению энергетических характеристик. Одним из способов повышения этих характеристик является полная выработка компонентов топлива из баков РН. Полная выработка компонентов сопровождается увеличением газовых включений в топливе, поскольку вместе с топливом на вход в двигатель попадает газ наддува. По мере выработки топлива из баков доля газа наддува возрастает. На рис. 3, 4 приведены графики заданной сплошности компонентов, полученные расчетным путем. Критерием сплошности принята величина

$$C = \frac{Q_k}{Q_k + Q_r},$$

где C — сплошность потока компонента; Q_k — объемный расход компонента, л/с; Q_r — объемный расход газа, л/с.

В данном случае необходимо знать и быть уверенными в возможности безаварийного выключения двигателя. Для того чтобы изучить поведение параметров двигателя и подтвердить возможность безаварийного останова в случае падения сплошности потока, был проведен ряд экспериментов, на имеющейся экспериментальной базе. Изменение

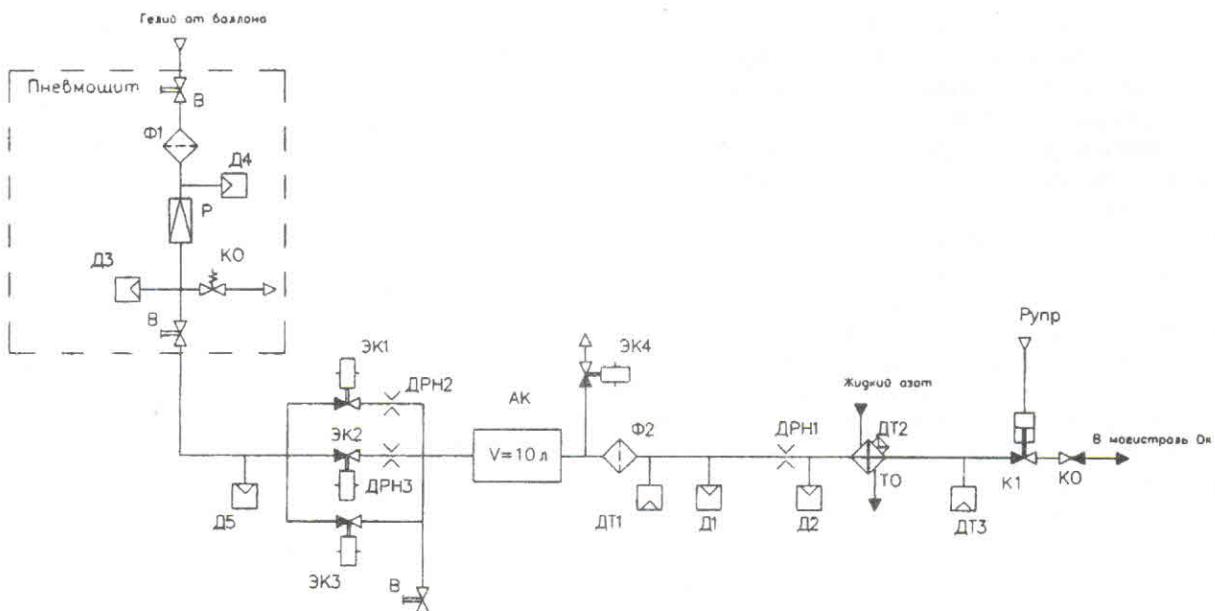


Рис. 1. Схема системы вдува гелия в расходную магистраль окислителя: АК — ресивер; ДРН1...ДРН3 — жиклеры, Д1...Д5 — датчики давления; ДТ1...ДТ3 — датчики температуры; ЭК1...ЭК4 — электропневмоклапаны; ТО — теплообменник; К1 — клапан пневмоуправляемый; КО — клапан обратный; Ф1, Ф2 — ФИЛЬТР; Р — редактор

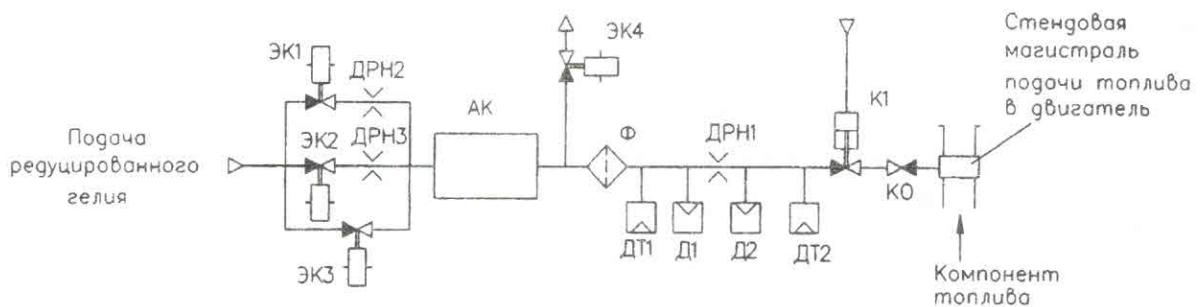


Рис. 2. Схема системы вдува гелия в расходную магистраль горючего: АК — ресивер; ДРН1...ДРНД — жиклеры; Д1, Д2 — датчики давления; ДТ1, ДТ2 — датчики температуры; ЭК1...ЭК4 — электропневмоклапаны; К1 — клапан пневмоуправляемый, КО — клапан обратный, Ф — фильтр

сплошности потока компонентов на входе в двигатель, подобно тому как это будет происходить при работе ступени РН, во время проведения экспериментальных работ наземной отработки двигателя РН возможно реализовать различными способами:

- полной выработкой компонентов топлива из стендовых ресиверов или баков;
- вдувом газа наддува во входные магистрали компонентов топлива.

Для фиксирования падения сплошности и формирования команды на выключение двигателя при выработке топлива на двигателе имеются сигнализатор давления СДО-21, фиксирующий выработку окислителя и сигнализатор давления КДН-21, фиксирующий выработку горючего.

Поскольку изменение сплошности необходимо воспроизвести в определенном диапазоне градиентов падения сплошности, был выбран второй способ, который дает возможность наиболее максимально приблизиться к выполнению данной задачи. Первый способ имеет преимущества по простоте реализации, но не дает возможности в точности реализовать заданный градиент.

В процессе проведения работ по выработке компонентов необходимо имитировать данный процесс, как по окислителю и по горючему, так и одновременно по обеим компонентам топлива.

Особенности останова двигателя при выработке горючего заключается в том, что уменьшается его расход через газогенератор, падает температура в

нем, как следствие наблюдается спад режима, плавное снижение параметров способствующее сохранению целостности материальной части.

Останов двигателя при выработке окислителя для «кислого» газогенератора в любом случае приводит к разрушению материальной части, вследствие уменьшения расхода окислителя, что приводит к резкому увеличению температуры продуктов сгорания газогенератора.

Как было сказано ранее, имеются заданные градиенты (рис. 2, 3), чтобы максимально приблизиться к характеристикам этих градиентов, были созданы две системы вдува, состоящие из четырех ЭПК, трех на расходных магистралях системы вдува и дренажного ЭПК на дренажной магистрали, необходимых для реализации градиентов. Так же системы оснащены тремя жиклерами ДРН2, ДРН3 и дозирующим жиклером ДРН1 $D_y = 2.3$ мм. В системы входят емкости $V = 10 \text{ дм}^3$ — необходимые для обеспечения работы систем в динамике, затем ряд датчиков регистрирующих параметры систем вдува. По обеим системам были проведены продувки на азоте, гелии и сняты динамические характеристики при различных давлениях настройки пневмоцилиндров, которые позволили создать циклограммы работы под заданные градиенты. Схемы представлены на рис. 1 и 2.

На втором этапе расходная магистраль системы вдува монтировалась к входной магистрали компонентов топлива, и были проведены огневые испытания с совместной работой системы вдува и двигателя. На данном этапе отработки возникли следующие вопросы:

— При анализе параметров вдува выявлено влияние вдуваемого газа на датчик входного давления окислителя.

— Установлено, что температура вдуваемого газа не соответствует натурным условиям.

— Выявлена задержка, по моменту вдува, связанная с временем открытия обратного клапана, разделяющего газовую магистраль от входной жидкостной (поскольку давление жидкости выше чем давление в газовой полости).

Надежность срабатывание стендовых, технологических ЭПК ЭК1, ЭК2, ЭК3, а также временные задержки при включении и выключении не соответствовали требуемым, которые необходимы для реализации циклограммы срабатывания этих ЭПК.

Температуру вдуваемого газа необходимо воспроизводить для криогенного компонента (окислителя), поскольку температура газа наддува бака горючего находится в диапазоне температур окружающей среды. Поэтому для решения проблемы модернизировалась только система вдува окислителя (рис. 1).

Все вышеуказанные вопросы решались следующим образом:

- датчик входного давления окислителя перенесен на дополнительный замерный штуцер;
- температура гелия была обеспечена с помощью теплообменника, работающего на жидким азотом;
- задержка по обратному клапану устранена начальным давлением в системе вдува, полученным в результате подачи небольшого расхода гелия, начальное давление эквивалентно сумме входного давления компонента и давления открытия клапана;
- проблема быстродействия и надежности стендовых ЭПК устранена после изучения временных характеристик имеющихся ЭПК, заменой на ЭПК с приемлемыми временными характеристиками.

Так как работы по вышерассмотренным задачам проводились на имеющемся испытательном стенде со стационарными системами функционирования, то по системе вдува в магистраль горючего также возникали проблемы связанные с возможностями стенда, в части обеспечения необходимых расходов газа магистралями, зависимых от проходных сечений трубопроводов. Эти вопросы решались в ходе работы заменой соответствующих магистралей на трубопроводы большего диаметра, подбором необходимого газового редуктора.

На завершающем этапе работы был получен ряд кривых сплошности потока в зависимости от времени вдува. Которые обсчитывались в соответствии с методикой расчета сплошности.

Методика расчета сплошности заслуживает особого внимания. В целом методика расчета базируется, на общезвестных зависимостях газодинамики.

Сплошность окислителя на входе в двигатель во время работы системы вдува определяется при помощи следующей расчетной последовательности [1].

1. Определяется расход гелия через дозирующий жиклер ДРН1:

$$G_{\text{He}} = \frac{p_{\text{вх}} \mu F}{\sqrt{zRT}} \left\{ 2 \cdot 9.81 \cdot \frac{\kappa}{\kappa - 1} \left[\left(\frac{p_{\text{вых}}}{p_{\text{вх}}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_{\text{вых}}}{p_{\text{вх}}} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right] \right\}^{1/2},$$

где

$$\left(\frac{p_{\text{вых}}}{p_{\text{вх}}} \right) = \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$

при κ — показатель адиабаты гелия ($\kappa = 1.67$); z — коэффициент сжимаемости гелия; μF — эффективная площадь проходного сечения магистрали подачи гелия, см^2 ; $p_{\text{вх}}$ — давление гелия на входе в жиклер ДРН1; $p_{\text{вых}}$ — давление гелия после жиклера ДРН1; T — средняя температура гелия перед

жиклером ДРН1; R — газовая постоянная гелия $R = 212 \text{ кгс} \cdot \text{м}/(\text{кг} \cdot \text{К})$.

2. Определяем плотность гелия в компоненте:

$$\rho_{\text{He}} = \frac{(p_{\text{комп}} - p_s)10}{z_k R T_k}, \text{ кг/л},$$

где $p_{\text{комп}}$ — давление окислителя на входе в двигатель; T_k — температура окислителя на входе в двигатель; z_k — коэффициент сжимаемости гелия, определенный по давлению и температуре окислителя на входе в двигатель; p_s — давление насыщенных паров окислителя, соответствующее замеренной температуре окислителя на входе в двигатель, $\text{кгс}/\text{см}^2$.

3. Находим сплошность компонента на входе в двигатель:

$$C = \frac{Q_k}{Q_k + G_{\text{He}}/\rho_{\text{He}}},$$

где Q_k — объемный расход компонента, л/с.

Так как при испытаниях со вдувом имеют место некоторые неточности, связанные с погрешностями системы измерений, были приняты некоторые допущения при расчетах сплошности по данной методике:

— объемный расход Q_k окислителя через двигатель во время работы системы вдува является постоянной величиной. Это допущение сделано на основании того, что режим работы двигателя на испытаниях при работе системы вдува не изменялся;

— температура окислителя на входе в двигатель во время работы системы вдува постоянна и равна среднему значению температуры перед остановом. Это допущение сделано в связи с отсутствием изменения параметра во время работы системы вдува;

— давление окружающей среды — $1.033 \text{ кгс}/\text{см}^2$.

Результирующие кривые сплошности посчитанные по данной методике приведены на рис. 3 и 4.

В результате проделанной работы была отработана циклограмма подачи команд на элементы управления системой вдува, что позволило максимально приблизиться к заданному градиенту изменения сплошностей потоков компонентов, наши кривые сплошности не выходят за пределы области натуральных процессов, с учетом различных входных условий по компонентам топлива. Анализ параметров останова двигателя, в сравнении с штатным, показал что двигатель выключается нормально, без нарушения целостности материальной части.

Таким образом, результаты проведенных экспериментов позволили проверить выключение двигателя

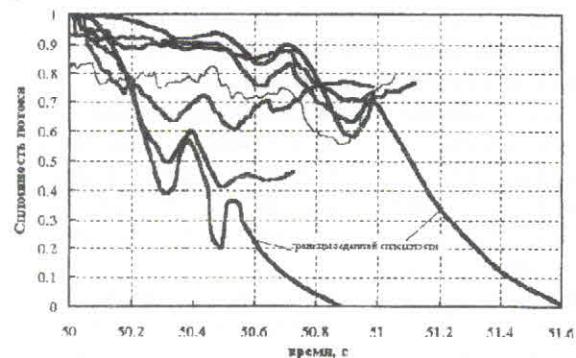


Рис. 3. Заданные и полученные градиенты изменения сплошности потока окислителя

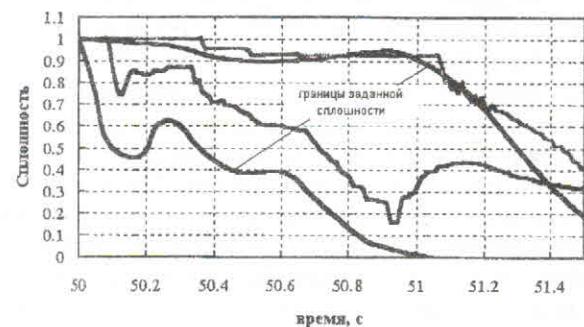


Рис. 4. Заданные и полученные градиенты изменения сплошности потока горючего

при заданных условиях, обеспечивая при этом возможность повышения энергетических характеристик за счет полной выработки гарантийных запасов компонентов топлива.

Авторы статьи выражают благодарность инженеру Шамровскому Д. А. за предоставленные расчетные материалы сплошностей потоков.

1. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. — М.: Наука, 1970.—904 с.

SIMULATION OF PROPELLANT COMPONENT UTILIZATION IN THE TEST BENCH ENVIRONMENT BY THE GAS INJECTION INTO THE ENGINE FEED LINES

Yu. A. Prokopenko, E. V. Strel'chenko

We present experimental investigations performed within the framework of tests increasing performance of the Zenit-3SL launching vehicle through the utilization of the guaranteed propellant stock by the RD-8 steering engine.