

УДК 621.452.2.043+621.822

А.В. ДИБРИВНЫЙ*ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина***РЕЗУЛЬТАТЫ ОТРАБОТКИ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИНХРОНИЗАЦИИ
ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДУ-802
КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА**

Рассмотрены результаты наземной экспериментальной отработки системы обеспечения синхронизации выработки топлива из баков многобаковой двигательной установки ДУ-802, разработанной для автономного космического буксира "Кречет" ракеты-носителя "Днепр". Применение данной системы позволило минимизировать рассогласование выработки топлива из баков, и, как следствие, максимально приблизить фактическое отклонение центра масс автономного космического буксира к расчетному. Результатом внедрения данной системы стало значительное упрощение конструкции двигательной установки вследствие передачи функций обеспечения управляемости системе двигателей малой тяги.

результаты отработки, система обеспечения синхронизации выработки топлива, двигательная установка ДУ-802, автономный космический буксир "Кречет", ракета-носитель "Днепр"

Введение

В настоящее время ГП "КБ "Южное" ведет отработку жидкостной двигательной установки ДУ-802 автономного космического буксира "Кречет", который создается по программе "Днепр".

1. Формулирование проблемы

В состав системы питания тяги автономного космического буксира "Кречет" входят четыре топливных бака, объемом 125 дм³ каждый. Топливо, размещаемое в баке, отделено от газа наддува жесткой диафрагмой, выполненной из алюминиевого сплава. Баки имеют общий наддув и попарно объединены по каждому из компонентов топлива в общие магистрали. Подача компонентов топлива в камеру двигателя большой тяги автономного космического буксира "Кречет" осуществляется пневмонасосным агрегатом. Камера двигателя большой тяги установлена стационарно, стабилизация тяги автономного космического буксира на всех участках траектории осуществляется с помощью системы двигателей малой тяги [1]. Данное техническое решение позволило значительно упростить и облег-

чить конструкцию жидкостной двигательной установки путем исключения из ее состава: узла качания, магистралей подвода с гибкими элементами и приводов [2].

Компоновка жидкостной двигательной установки автономного космического буксира «Кречет» представлена на рис 1.

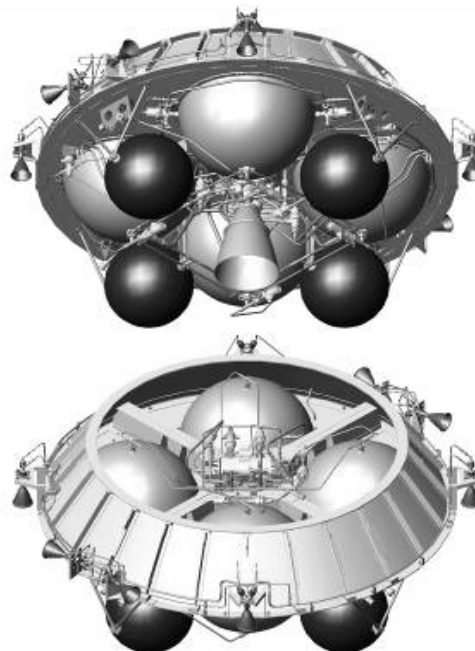
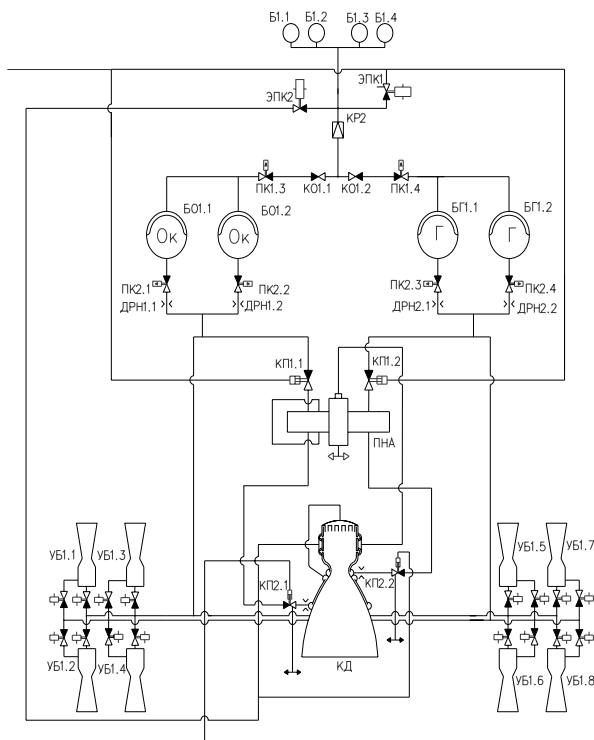


Рис. 1. Жидкостная двигательная установка ДУ-802 автономного космического буксира «Кречет»

В процессе работы автономного космического буксира и возможна неравномерная выработка компонентов топлива из баков [3]. Это приведет к нерасчетному изменению положения центра масс и, как следствие, к увеличению расхода компонентов топлива на стабилизацию тяги автономного космического буксира. При наихудшем сочетании различных возмущающих факторов и нерасчетного изменения центра масс возможна потеря управляемости тяги автономного космического буксира, что может привести к аварийному прекращению миссии.

Пневмогидравлическая схема автономного космического буксира «Кречет» представлена на рис. 2.



- Б1.1-Б1.4 – баллон; БГ1.1, БГ1.2 – бак горючего;
- БО1.1, БО1.2 – бак окислителя;
- ДРН1-ДРН2 – жиклер; КД– камера двигателя;
- КО1.1, КО1.2 – клапан обратный;
- КП1.1, КП1.2 – клапан перекрывной;
- КП2.1, КП2.2 – клапан;
- КР – клапан редукционный;
- ПК1.1-ПК1.4, ПК2.1-ПК2.4 – пироклапан;
- ПНА – пневмонасосный агрегат;
- УБ1.1-УБ1.8 – ЖРД МТ;
- ЭПК1 и ЭПК2 – электропневмоклапан

Рис. 2. Пневмогидравлическая схема жидкостной двигательной установки автономного космического буксира «Кречет»

2. Решение проблемы

На одновременность опорожнения баков влияют:

- изменения жесткости диафрагм (здесь и далее под жесткостью диафрагмы понимается разность давлений, замеренных в газовой и жидкостной полостях баков, при наличии расхода жидкости из баков) и ее разброс;
- погрешность заправки баков;
- разброс температуры компонентов топлива в баках.

Как показал проведенный анализ, основным фактором, влияющим на равномерность выработки компонента топлива из баков, является жесткость диафрагмы и ее разброс. При этом жесткость диафрагмы изменяется в процессе выработки топлива из баков и зависит от степени выкладки диафрагмы. Разброс жесткости диафрагмы главным образом зависит от ее толщины и определяется точностью изготовления.

Для обеспечения равномерной выработки компонентов топлива было предложено установить на выходе из каждого бака жиклеры с перепадом давлений, обеспечивающим заданную по техническому заданию неравномерность выработки соответствующего компонента из его бака.

Для выбора величины перепада давления на жиклерах было проведено математическое моделирование опорожнения двух баков одного компонента топлива. Оценка разновременности опорожнения одного бака при полном опорожении другого бака с учетом влияния указанных факторов и варьирования величины перепада на жиклерах проведена решением следующих уравнений:

$$G_{к1} = G_{зан1} - \int_0^{\tau} \dot{G}_1 d\tau; \quad (1)$$

$$G_{к2} = G_{зан2} - \int_0^{\tau} \dot{G}_2 d\tau; \quad (2)$$

$$\dot{G}_1 = \mu \cdot f \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_1 \cdot \Delta P_1}; \quad (3)$$

$$\dot{G}_2 = \mu \cdot f \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_2 \cdot \Delta P_2}; \quad (4)$$

$$G_{к1} - G_{к1} \leq \Delta G_{к} . \quad (5)$$

где $\Delta P_1, \Delta P_2$ – перепады давления компонентов топлива, кгс/см²; \dot{G}_1, \dot{G}_2 – секундный расход компонента из первого и второго баков, кг/с; ρ_1, ρ_2 – плотность компонента в первом и во втором баках, кг/дм³; $G_{з_{ан1}}, G_{з_{ан2}}$ – заправка первого и второго баков, кг; $\Delta G_{к}$ – заданный в техническом задании остаток компонента во втором баке при полном опорожнении первого бака к номинальной заправке второго бака.

Расчетные оценки показали, что величина рассогласования опорожнения компонентов топлива из баков снижается при увеличении перепада на жиклерах, однако наличие жиклеров на выходе из каждого топливного бака влияет на характеристики автономного космического буксира. Увеличение перепадов давления на жиклерах приводит к увеличению напоров пневмонасосного агрегата (или давления наддува топливных баков) и, как следствие, бортового запаса гелия, а также при этом возможно снижение режима двигателя большой тяги в случае выработки последней порции топлива из баков [4]. Исходя из требований технического задания по обеспечению неравномерности выработки топлива и необходимости сохранения энергомассовых характеристик двигательной установки, был определен расчетным путем оптимальный перепад давления величина которого составляет 1 кгс/см².

3. Экспериментальная отработка системы

С целью подтверждения работоспособности принятой системы обеспечения равномерности выработки компонентов топлива из двух диафрагменных баков и расчетной величины остатка (незабора) Ок (Г) в баках были проведены испытания установки, которая позволила имитировать работу штатной топливной системы в полете. Испытаниям подвергались два специально изготовленных разъемных бака, конструкция которых позволяла проводить замену диафрагм и 12 диафрагм. Баки устанавливались на рабочем месте, оснащенном всеми необхо-

димыми магистралями, узлами автоматики, датчиками давлений и расходомерами для измерения параметров, а также системами регистрации и управления. На рис. 3 представлена пневмогидравлическая схема экспериментальной установки для проверки опорожнения баков.

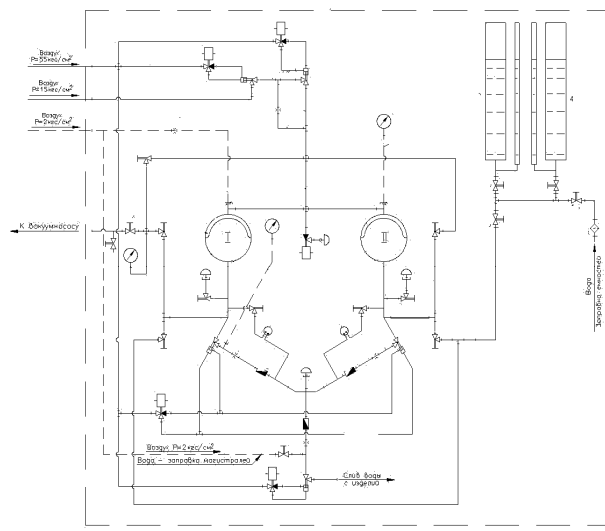


Рис. 3. Пневмогидравлическая схема экспериментальной установки для проверки опорожнения баков

Одним из главных требований, предъявляемых к установке, было требование, чтобы перепады давлений на обеих магистралях окислителя (горючего) от выхода из каждого бака до объединения их в общую магистраль были равными и соответствовали перепадам давлений на штатных магистралях: $\Delta P_{ок} = (1,1 \pm 0,03) \text{ кгс/см}^2$ и $\Delta P_{г} = (1,03 \pm 0,03) \text{ кгс/см}^2$. Это требование обеспечивалось доработкой жиклеров в процессе отработки систем установки.

В ходе испытаний производились измерения с записью на ПЭВМ давлений в баках и магистралях, перепадов давлений на участках магистралей, расходов по каждой магистрали, а также суммарного расхода жидкости. Перечень измеряемых параметров приведен в табл. 1. Всего было проведено 6 испытаний. В качестве имитатора компонентов топлива использовалась вода. Испытания проводились при заправках баков от максимальной величины до минимальной для окислителя (горючего), заданных в техническом задании на разработку двигательной

установки, и расходах воды, соответствующих номинальным расходам окислителя (горючего), которые обеспечивались жиклерами.

Таблица 1

Перечень измеряемых параметров

Наименование	Обозначение
1. Давление газа в газовой полости баков	P1
2. Давление воды в жидкостной полости бака I	P2
3. Давление воды в жидкостной полости бака II	P3
4. Давление воды после жиклеров	P4
5. Перепад давления на трубопроводе бака I	ΔP1
6. Перепад давления на трубопроводе бака II	ΔP2
7. Расход воды из бака I	Q1
8. Расход воды из бака II	Q2
9. Расход воды общий	Q3

При каждом испытании проводилось несколько сливов для имитации штатной работы двигательной установки. Продолжительность каждого слива задавалась в техническом задании на испытание, которая в зависимости от заправки баков и количества задаваемых сливов определялась по среднему номинальному расходу. Продолжительность второго и последующего сливов корректировалась по измеренным результатам предыдущих сливов. Характер изменения параметров при сливах приведен на рис. 4.

Результаты испытаний

В результате испытаний установлено:

Расходы компонентов топлива из двух баков являются переменными величинами, зависящими от жесткости диафрагм в каждом баке в данный момент времени.

Разница жесткостей диафрагм, определенная по разнице перепадов давлений на магистралях от баков до объединения в общую магистраль, составляет 0 - 0,5 кгс/см².

Принятый при разработке жидкостной двигательной установки перепад давления на жиклерах 1 кгс/см² обеспечивает равномерность выработки компонентов топлива в допустимых пределах и разность их остатков в баках, не превышающую расчетной величины. Максимальная разность количе-

ства воды в одном из двух баков в процессе испытаний составила 15,3 дм³, что соответствует заложенным расчетным величинам для жиклеров с перепадом 1 кгс/см² (~ 18 дм³ по Ок и ~ 15 дм³ по Г).

Незабор компонентов топлива – количество компонентов топлива, располагаемое между диафрагмой и боковой стенкой бака (при прекращении расхода из бака), не превысил величины 0,615 дм³ (по требованию технического задания – не более 1 дм³).

При экспериментальной отработке диафрагм максимальная разница жесткостей диафрагм составила 0,3 кгс/см². Различие в результатах обусловлено тем, что в ходе испытаний системы производились остановки, при которых замерялось положение диафрагм. При этих остановках производился сброс давления из баков, который приводил к деформации мембран (материал оболочки бака работал в зоне упругих деформаций, а материал диафрагмы в зоне пластических). Автономные испытания диафрагм проводились в условиях, соответствовавших штатным – до полной перекладки диафрагмы без сброса давления. Система обеспечения равномерности выработки компонентов топлива проверена в условиях более жестких, чем штатные и, тем не менее, обеспечила выполнение предъявленных требований.

Выводы

Принятая система синхронизации выработки топлива обеспечивает достаточную реакцию на изменение расхода при изменении перепада давления на диафрагме. В настоящее время система обеспечения синхронизации выработки топлива из баков двигательной установки ДУ-802 прошла полный объем экспериментальной отработки. Максимальная неравномерность опорожнения баков, зафиксированная при испытаниях с данной системой, не превысила требуемой в течение испытания. Благодаря примененной системе синхронизации выработки топлива была обеспечена практически одновременная выработка компонента из обоих баков.

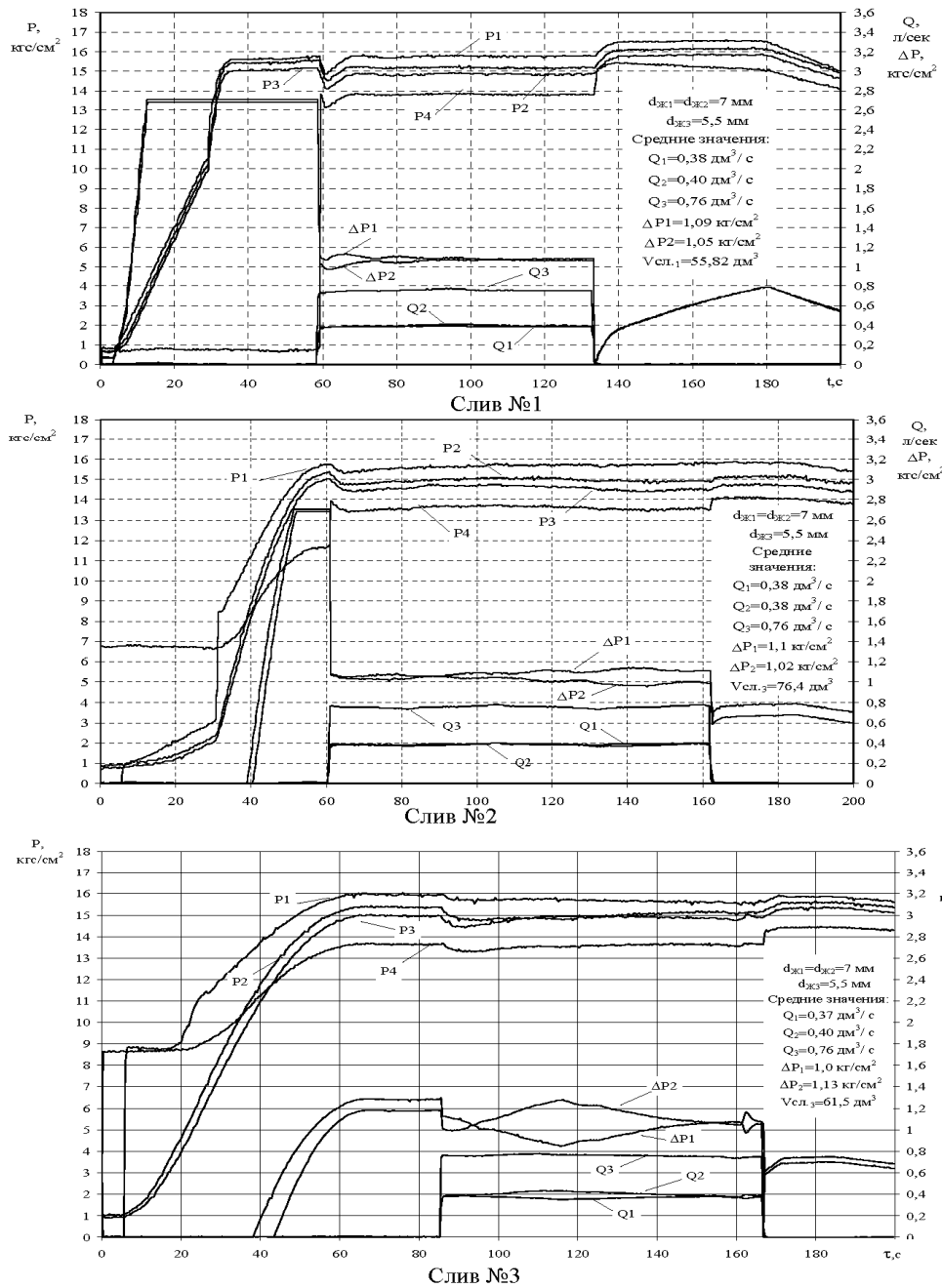


Рис. 4. Характер изменения параметров при сливах

Правильность принятых по результатам расчетов величин перепадов давлений на жиклерах подтверждена проведенными экспериментами работами.

Литература

1. Гохун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
2. Добровольский В.М. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования – М.: Машиностроение, 1968. – 256 с.

3. Беляев Н.М. Пневмогидравлические системы. Расчет и проектирование – М. Высш. шк., 1988. – 110 с.

4. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет. – М. Высш. шк., 1976. – 45 с.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук А.В. Климов, ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск.