

АВИАЦИЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

УДК 621.45.044.2

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА КЕРОСИНЕ И ЗАКИСИ АЗОТА

Д. И. Багаутдинов, С. А. Буторин, И. П. Матвеев, В. Л. Попцов

Проектирование пневмогидравлической системы (ПГС) является одной из важнейших задач в проектировании жидкостной ракетной двигательной установки (ДУ). Она должна обеспечивать бесперебойную подачу компонентов к ДУ на всем протяжении полета, с заданным массовым расходом и давлением, замерять параметры работы двигателя и других агрегатов. Помимо всего выше сказанного система должна отвечать требованиям безопасности, т.к. не редко работа производится с большим давлением и вредными химическими веществами.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель; топливная система; конструкция; вытеснительная система; топливные баки.

На начальном этапе было сформировано техническое задание, на основе которого был произведён выбор топливной пары, основывались на следующих критериях: высокая безопасность хранения, низкая токсичность, простота эксплуатации, высокие удельные параметры. В результате анализа зарубежной и отечественной литературы принято решение использовать топливную пару: керосин – закись азота. Выбранный окислитель является наиболее экологичным и безопасным в применении среди окислителей, что делает его перспективным вариантом для нынешнего курса развития космонавтики, направленного на «зеленое топливо». После чего была предложена схема ПГС (рисунок 1), с наддувом бака керосина азотом и самонаддувом бака закиси азота, испарением жидкой фазы при выработке окислителя [1].

Результат расчётов основных требований, предъявляемых к пневмогидравлической системе представлен в таблице 1.

Для обеспечения потребного расхода топлива и стабильной, бес пульсационной подачи, при давлении в камере сгорания 2.5 МПа, необходим двукратный перепад давления на форсунках, таким образом давления обоих компонентов обеспечивают необходимые параметры.

Важной характеристикой ДУ является масса. Для расчета массовых характеристик, были произведены прочностные расчеты баков, исходя из условий: ограниченный диаметр корпуса ракеты (0,25 м), необходимость опрессовки, баллон – сочетание сферических и цилиндрических оболочек [2], алюминий АМГ-6 или сталь 12Х18Н10Т – материал для производства. Результаты прочностного расчета представлены в таблице 2.

© Багаутдинов Д. И., Буторин С. А., Матвеев И. П., Попцов В. Л., 2024.

Багаутдинов Даниль Ильдарович (lenovoa536.db@gmail.com), студент V курса;

Буторин Степан Андреевич (elephant-sos@yandex.ru), студент V курса;

Матвеев Илья Павлович (ilyati200263@gmail.com), студент V курса

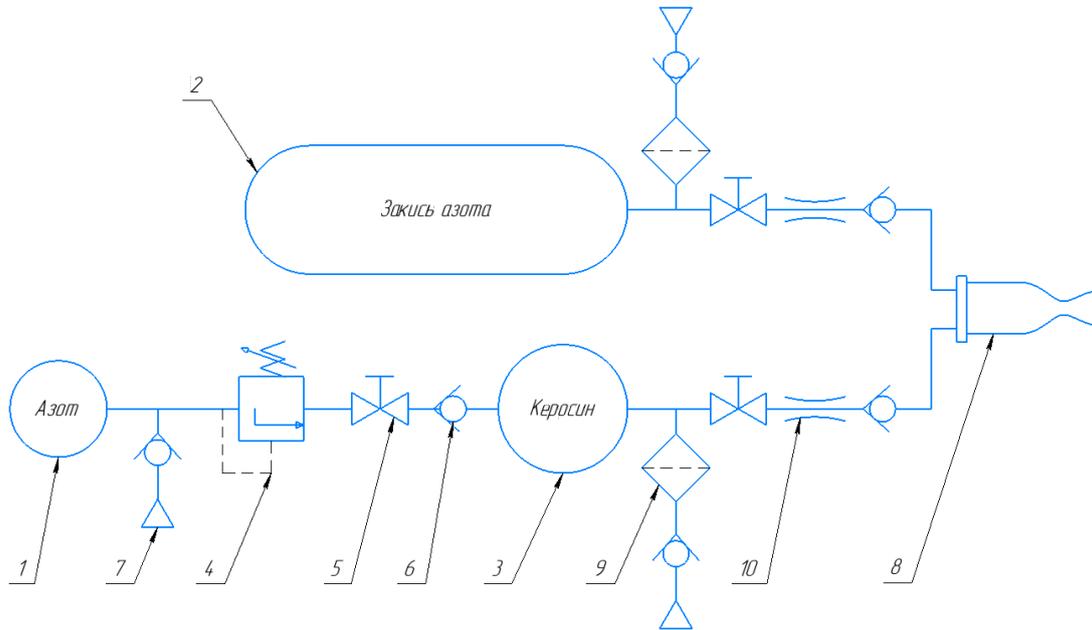
Института двигателей и энергетических установок;

Попцов Валерий Львович (ropcov.vl@ssau.ru), инженер Передовой инженерной аэрокосмической школы «Интегрированные технологии в создании аэрокосмической техники» Самарского университета, 443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34.

Давление и объём баллона наддува имеют обратно пропорциональную зависимость. Увеличение давления влечет за собой утолщение стенок, и увеличение массы, однако при этом значительно уменьшается объём. Методом подбора был подобран оптимальный вариант, отвечающий требованиям безопасности и минимальной массы.

Следует отметить, что бак закиси имеет цилиндрическую форму и в сферической части

имеет толщину 4,5 мм и 3,5 для двух металлов соответственно. Для обеспечения безопасности, топливные баки рекомендуется изготавливать с учетом двухкратного превышения давления внутри, если применяется дистанционная заправка, и трехкратного для ручной заправки. Учитывая ограниченность массы ракеты, выбран первый вариант.



- 1 – Бак наддува; 2 – бак окислителя; 3 – бак горючего; 4 – редуктор давления;
5 – электромагнитный отсечной клапан; 6 – обратный клапан; 7 – штуцер заправки;
8 – двигатель; 9 – фильтр; 10 – регулятор расхода.

Рис. 1. Пневмогидравлическая система жидкостного ракетного двигателя малой тяги

Таблица 1

Требования к пневмогидравлической системе

Параметр	Единицы измерения	Закись азота	Керосин	Азот для наддува
Плотность	кг/м ³	1226	819	–
Массовый расход	кг/с	0,3388	0,0361	–
Масса необходимого топлива	кг	17,45	1,86	0,20
Объем баков топлива	л	14,66	2,27	1,84
Давление в баке	МПа	5,15	5	11

Таблица 2

Прочностной расчёт баков пневмогидравлической системы [3, 4]

Параметр	Единицы измерения	N ₂ O	Керосин	Азот для наддува	N ₂ O	Керосин	Азот для наддува
Наружный диаметр бака	м	0,20	0,18	0,20	0,20	0,18	0,20
Вместимость бака	л	15	2,7	3,2	15	2,7	1,18
Предел текучести	МПа	155			205		
Материал	–	АМГ-6			12Х18Н10Т		
Плотность	кг/м ³	2650			7900		
Толщина стенки бака	мм	8	4	10	6,5	3	8,5
Масса бака	кг	5,67	1,03	1,41	13,0	2,33	3,12

При меньшем пределе текучести и плотности, алюминиевые баки имеют значительно меньшую массу. Произведен расчет массовой характеристики ДУ с учетом баков, изготовленных из алюминия:

$$M_{\text{сух}} = M_{\text{д}} + M_{\text{б}} + M_{\text{кл}} = 2 + 8,11 + 5 = 15,11 \text{ кг,}$$

$$M_{\text{полн}} = M_{\text{д}} + M_{\text{б}} + M_{\text{кл}} + M_{\text{т}} = 2 + 8,11 + 5 + 19,41 = 34,52 \text{ кг,}$$

где $M_{\text{сух}}$, $M_{\text{полн}}$ – сухая и полная масса ДУ; $M_{\text{д}}$, $M_{\text{б}}$, $M_{\text{кл}}$, $M_{\text{т}}$ – масса двигателя, баков, клапанов и других агрегатов, топлива соответственно.

Жидкостный ракетный двигатель имеет тягу 800 Н. Масса заправленной ракеты для расчетного полета должна быть не более 60 кг, имея массу двигательной установки 34,52 кг, на саму ракету, системы спасения, полезную нагрузку остается 25,48 кг. Таким образом тяговооруженность ракеты равна:

$$X = \frac{P}{M_{\text{р}}} = \frac{80}{60} = 1,33$$

где P – тяга ракеты, $M_{\text{р}}$ – масса ракеты на момент старта.

Расчетная тяговооруженность соответствует вторым ступеням РН для баллистических ракет. Это подтверждает состоятельность расчетов для заданного технического задания.

Литература

1. Воронецкий А. В., Арефьев К. Ю. Анализ области эффективного применения закиси азота в качестве компонента топлива для двигательных установок малых космических аппаратов // Машиностроение и компьютерные технологии. 2012. № 09.
2. Сопротивление материалов / С. И. Иванов, В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв [и др.]. Самара: Издательство Самарского университета, 2018. Ч. 2. 142 с.
3. ГОСТ 21631-2019. Листы из алюминия и алюминиевых сплавов. технические условия. М.: Стандартинформ, 2020. 35 с.
4. ГОСТ 5632-2014 Легированные нержавеющие стали и сплавы коррозионно-стойкие, жаростойкие и жаропрочные. М.: Стандартинформ, 2015. 54 с.

DESIGN OF A PGS FOR A LIQUID ROCKET ENGINE POWERED BY KEROSENE AND NITROUS OXIDE

D. I. Bagautdinov, S. A. Butorin, I. P. Matveev, V. L. Popcov

The design of a pneumohydraulic system is the most important task in the design of a liquid rocket propulsion system. The pneumohydraulic system must ensure uninterrupted supply of components to the remote control throughout the flight, with a given mass flow rate and pressure, as well as meet safety requirements.

Key words: liquid rocket engine; fuel system; design; displacement system; fuel tanks.

Статья поступила в редакцию 04.10.2024 г.