

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.018>
УДК 629.78

В. М. ДУРАЧЕНКО, нач. отд.

E-mail: info@yuzhnoye.com

А. В. ШПАК, исп. обяз. нач. компл.

С. А. КОЛЕСНИЧЕНКО, нач. отд.

Л. И. АГЕЕВА, нач. сект.

А. С. ДОЛИНКЕВИЧ, нач. группы

К. А. УНЧУР, инж.-констр.

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»,
ул. Криворожская 3, Днепро, Украина, 49008

ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ РАЗРАБОТКИ ЖИДКОСТНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ ЖИДКОСТНОЙ РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ 3-й СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ЦИКЛОН-4»

Рассмотрены вопросы разработки жидкостного реактивного двигателя малой тяги, входящему в состав жидкостной реактивной системы 3-й ступени ракеты-носителя «Циклон-4». Особенностью разрабатываемого двигателя является работоспособность при низких давлениях в камере, устойчивость работы во время гидроударов и провалов давления на входе в жидкостный реактивный двигатель малой тяги при запуске и останове маршевого двигателя, а также наличие в компонентах топлива газа насыщения и наддува баков. Изложены основные проблемы, возникшие при проектировании и экспериментальной отработке данного двигателя. Приведены результаты наземной экспериментальной отработки.

Ключевые слова: жидкостной реактивный двигатель, жидкостная реактивная система, огневые испытания, маршевый двигатель, тяга.

ВВЕДЕНИЕ

Жидкостные реактивные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) в настоящее время являются одним из основных исполнительных органов как в системе управления движением космических летательных аппаратов, так и в двигательных установках верхних ступеней различных ракет-носителей (РН). Они служат для ориентации, стабилизации и коррекции орбиты летательного аппарата в пространстве [2, 7].

Представленный ниже ЖРДМТ работает на самовоспламеняющихся высококипящих компонентах рабочего тела (КРТ): окислителя — тетраоксиде азота и горючем — несимметричном диметилгидразине.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

С целью повышения энергетических характеристик РН «Циклон-4» была изменена традиционная пневмогидравлическая схема жидкостной

Цитування: Дураченко В. М., Шпак А. В., Колесниченко С. А., Агеева Л. И., Долинкевич А. С., Унчур К. А. Проблемы и пути их решения в процессе разработки жидкостного реактивного двигателя малой тяги для жидкостной реактивной системы 3-й ступени ракеты-носителя «Циклон-4». *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 1 (122). С. 18–29. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.018>

реактивной системы (ЖРС) 3-й ступени путем отказа от автономной вытеснительной системы подачи и перехода на подачу компонентов топлива на входы в ЖРДМТ из входных магистралей маршевого двигателя (МД), что позволило значительно упростить конструкцию, состав, уменьшить массу ЖРС и тем самым повысить надежность.

Однако это вызвало необходимость разработки нового ЖРДМТ тягой 30 Н с давлениями компонентов топлива на входе, соответствующими давлениям наддува баков МД.

В процессе проектирования разрабатываемого Государственным предприятием «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» нового двигателя возникли следующие проблемные вопросы:

- обеспечение устойчивости работы двигателя при низком давлении в камере сгорания — 0.1 МПа (табл. 1);

- обеспечение качества смешения компонентов топлива при малых перепадах давления на форсунках, и как следствие:

- проблема истечения компонентов топлива через форсунку на границе перехода с закритического истечения на докритическое,

- проблема неполного смешения и сгорания компонентов топлива в камере сгорания;

- обеспечение устойчивости работы двигателя во время гидроударов и провалов давления на входе в ЖРДМТ при запуске и останове МД (табл. 2);

- обеспечение наличия в компонентах топлива газа насыщения и наддува баков — гелия и азота.

Основным методом решения поставленных задач являлась всесторонняя экспериментальная проверка и доводка параметров опытных образцов ЖРДМТ на наземном стендовом оборудовании до требований технического задания на разработку данного двигателя.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

В процессе проектирования был проведен термодинамический расчет процессов в камере сгорания ЖРДМТ с целью получения исходных данных для определения требуемых расходов компонентов топлива, размеров камеры сгора-

Таблица 1. Диапазон давлений компонентов рабочего тела на входе в жидкостные реактивные двигатели малой тяги

Участок полета 3-й ступени ракеты-носителя «Циклон-4»	Абсолютное давление, МПа	
	окислитель	горючее
Работа маршевого двигателя	0.43...0.58	0.17...0.29
Пауза между включениями маршевого двигателя	0.48...0.61	0.21...0.3
Увод ступени с помощью жидкостной реактивной системы	0.48...0.67	0.21...0.31

Таблица 2. Значения и длительности изменений абсолютного давления на входе в жидкостные реактивные двигатели малой тяги при гидроударах и провалах давления в моменты запуска и останова маршевого двигателя

Параметр	Окислитель	Горючее
<i>Момент запуска маршевого двигателя</i>		
Провал давления, не более, МПа	0.25	0.13
Момент появления провала давления, с	0.05	0.058
Длительность провала давления, не более, с	0.15	0.15
Величина первого гидроудара, не более, МПа	2.02	1.15
Момент появления первого гидроудара, не более, с	0.228	0.223
Длительность первого гидроудара, не более, с	0.14	0.08
Величина второго гидроудара, не более, МПа	1.55	1.11
Момент появления второго гидроудара, с	2.345	2.329
Длительность второго гидроудара, не более, с	0.096	0.08
<i>Момент останова маршевого двигателя</i>		
Величина гидроудара, не более, МПа	2.17	2.25
Момент появления гидроудара, с	0.156	0.164
Длительность гидроудара, не более, с	0.063	0.02

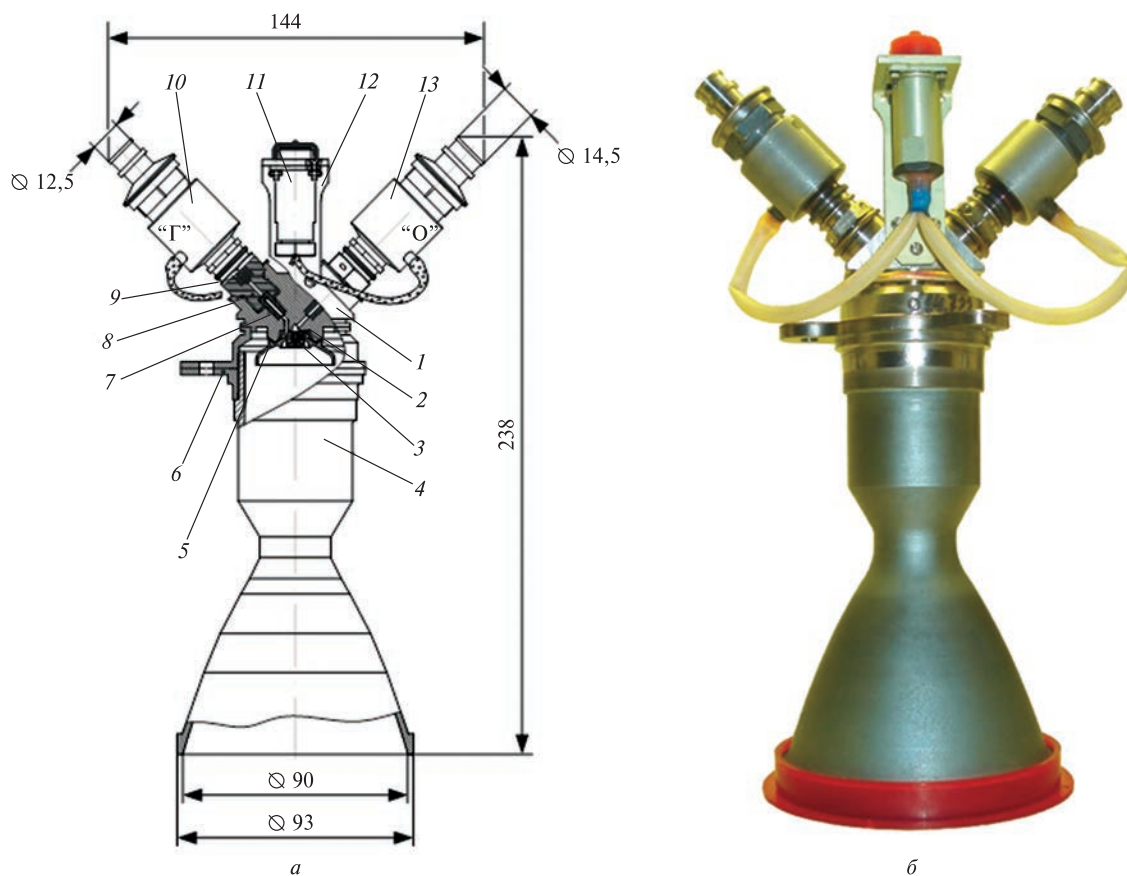


Рис. 1. Конструктивная схема (а) и общий вид (б) разработанного жидкостного реактивного двигателя малой тяги: 1 — головка, 2 — форсунка «Г», 3 — форсунка «О», 4 — камера сгорания, 5 — отражатель, 6 — переходник, 7 — жиклер, 8 — штуцер, 9 — клапан, 10 — электрогидроклапан «Г», 11 — электрический разъем, 12 — кронштейн, 13 — электрогидроклапан «О»

ния и газодинамический расчет для построения профиля сверхзвуковой части сопла. Термодинамический расчет проводился с помощью комплекса программ CONSOP расчета равновесных течений газа в сверхзвуковых соплах. Программа, составленная на основе уравнений стационарного течения газа в сопле, позволяет определить геометрические и газодинамические параметры сверхзвуковой части сопла [1, 3].

Первоначальный термогазодинамический расчет ЖРДМТ проводился для давления продуктов сгорания компонентов топлива в камере сгорания 0.1 МПа (абс) при соотношении компонентов топлива в камере сгорания $K = 1.85$ для газодинамической степени расширения сопла $p_{кр}/p_a \approx 800$.

Дозвуковая часть, которая представляет собой сужающуюся часть камеры сгорания, заканчивающуюся критическим сечением, и сверхзвуковое сопло спроектированы на основании данных термогазодинамического расчета с учетом результатов разработки аналогичных двигателей [6].

В связи с требованиями к габаритам при проектировании возникла необходимость уменьшения сверхзвуковой части сопла, что повлияло на энергетические характеристики ЖРДМТ. Расчеты проводились по методикам [1—9].

Спроектированный в Государственном предприятии «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» двигатель был изготовлен в ГП «ЮМЗ». На рис. 1 представлена конструктивная

схема и общий вид разрабатываемого ЖРДМТ с укороченным соплом. Значения основных параметров ЖРДМТ представлены в табл. 3.

С целью экспериментального подтверждения заложенных конструкторских решений был проведен полный цикл наземной экспериментальной отработки (НЭО) двигателя (рис. 2), которая состояла из трех этапов: конструкторских, доводочных и завершающих доводочных испытаний. В процессе отработки проводились проверки на устойчивость к воздействиям меха-

нических, климатических нагрузок, наработка сухого ресурса, электрические, пневматические и гидравлические испытания, а также огневые испытания (ОИ) с наработкой огневого ресурса.

Огневые испытания двигателя проводились на специализированном стенде в испытательном подразделении ГП «КБ «Южное». Гидравлическая схема стенда представлена на рис. 3.

В процессе проведения огневых испытаний регистрировались следующие параметры:

- тяга двигателя;

Таблица 3. Значения основных параметров жидкостного реактивного двигателя малой тяги

Параметр	Значение
Компоненты топлива: окислитель горючее	Азотный тетраоксид несимметричный диметилгидразин
Номинальная тяга, Н	30
Номинальный удельный импульс тяги в непрерывном режиме, м/с	2000
Разброс импульса, м/с	±80
Давление в камере, МПа	0.1
Номинальное давление компонентов топлива на входе, МПа	«О» — 0.53, «Г» — 0.25
Номинальное значение соотношения компонентов топлива	1.85
Суммарный массовый расход компонентов топлива, кг/с	0.015
Массовый расход окислителя, кг/с	0.00974
Массовый расход горючего, кг/с	0.00526 (0.003976 на ядро, 0.001284 на завесу)
Диаметр сопел форсунок окислителя (4 шт.), мм	0.343
Диаметр сопел форсунок горючего в ядре (4 шт.), мм	0.356
Диаметр сопел форсунок горючего в завесе (4 шт.), мм	0.2
Температура продуктов сгорания в камере сгорания, К	2787.2
Давление продуктов сгорания в критическом сечении, МПа	0.0573
Температура продуктов сгорания в критическом сечении, К	2618.3
Скорость продуктов сгорания в критическом сечении, м/с	1111.3
Давление продуктов сгорания на срезе сверхзвукового сопла, Па	125
Температура продуктов сгорания на срезе сверхзвукового сопла, К	859.1
Скорость потока продуктов сгорания на срезе сверхзвукового сопла, м/с	3051.4
Показатель адиабаты (средний по камере и соплу)	1.22
Число Маха на срезе сверхзвукового сопла	4.289
Диаметр критического сечения, мм	14.7
Диаметр камеры сгорания, мм	40
Длина камеры сгорания,	60
Материал камеры сгорания	Сплав ниобия с покрытием MoSi ₂
Номинальное напряжение питания, В	28
Масса, кг	1.16

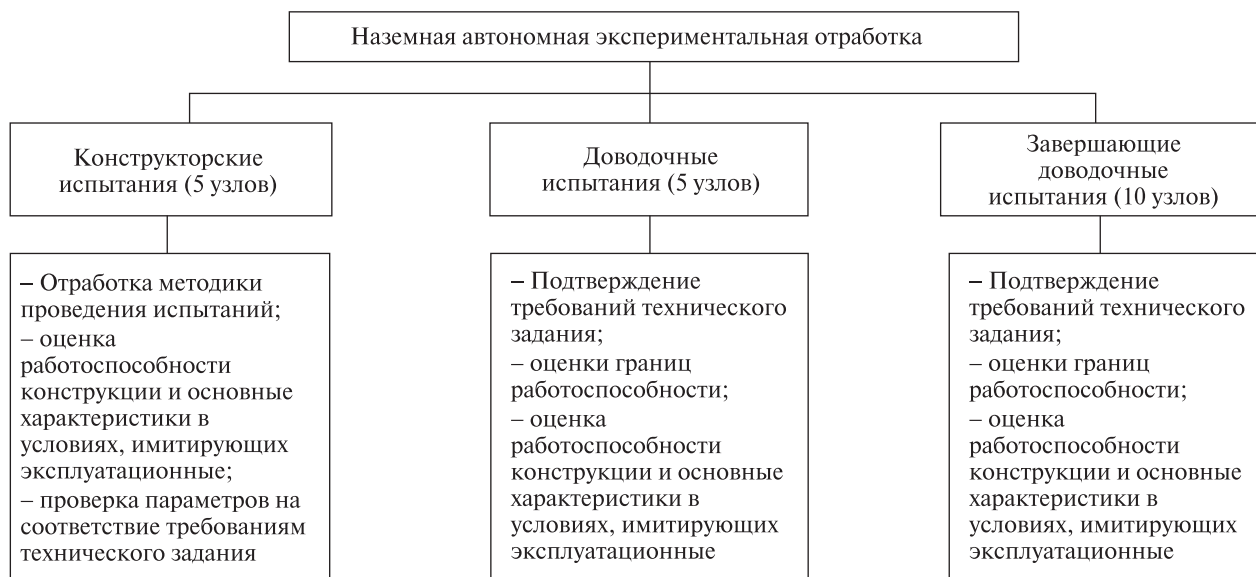


Рис. 2. Цикл автономной наземной экспериментальной отработки жидкостного реактивного двигателя малой тяги

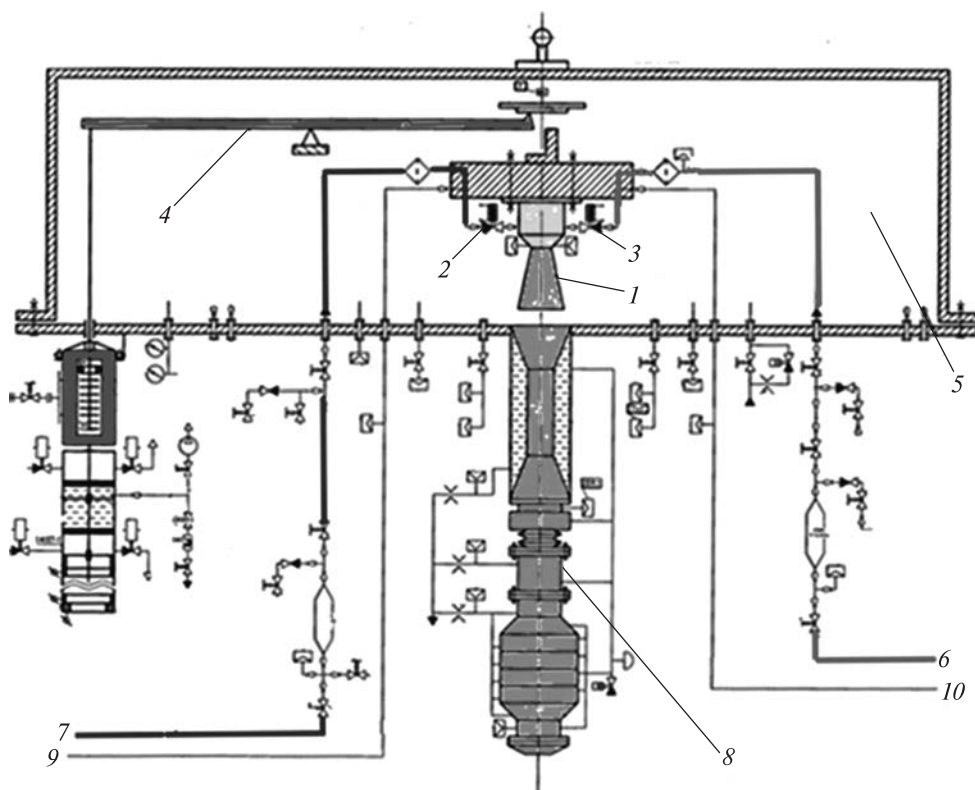


Рис. 3. Центральный фрагмент гидравлической схемы стенда для огневых испытаний жидкостного реактивного двигателя малой тяги: 1 — образец испытываемого ЖРДМТ, 2, 3 — электрогидроклапаны «О» и «Г», 4 — весы, 5 — вакуумкамера, 6, 7 — магистрали подачи горючего и окислителя, 9, 10 — магистрали слива компонентов топлива

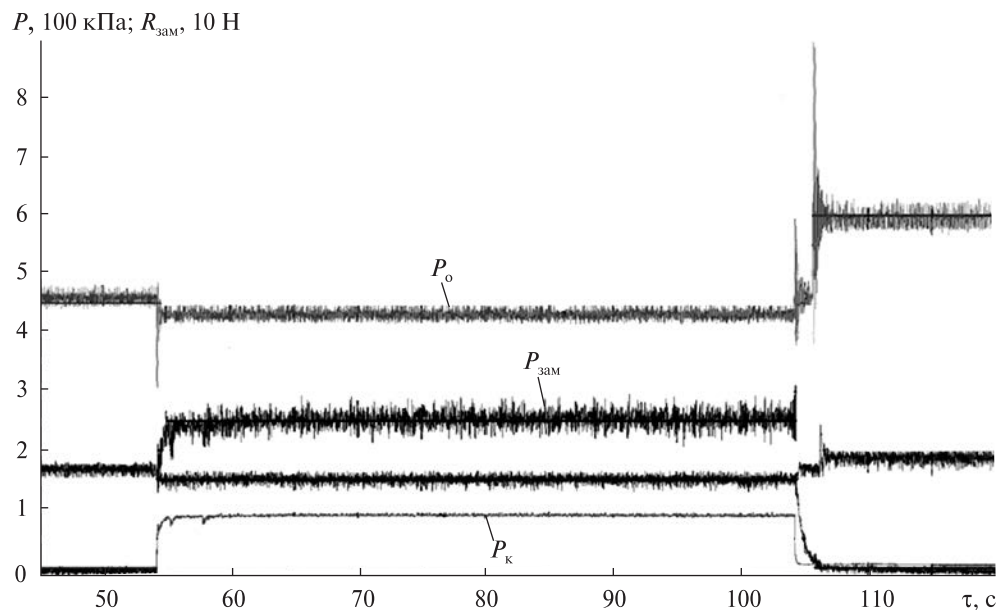


Рис. 4. Характерные значения тяги, давления в камере и давления компонентов рабочего тела на входе в жидкостный реактивный двигатель малой тяги

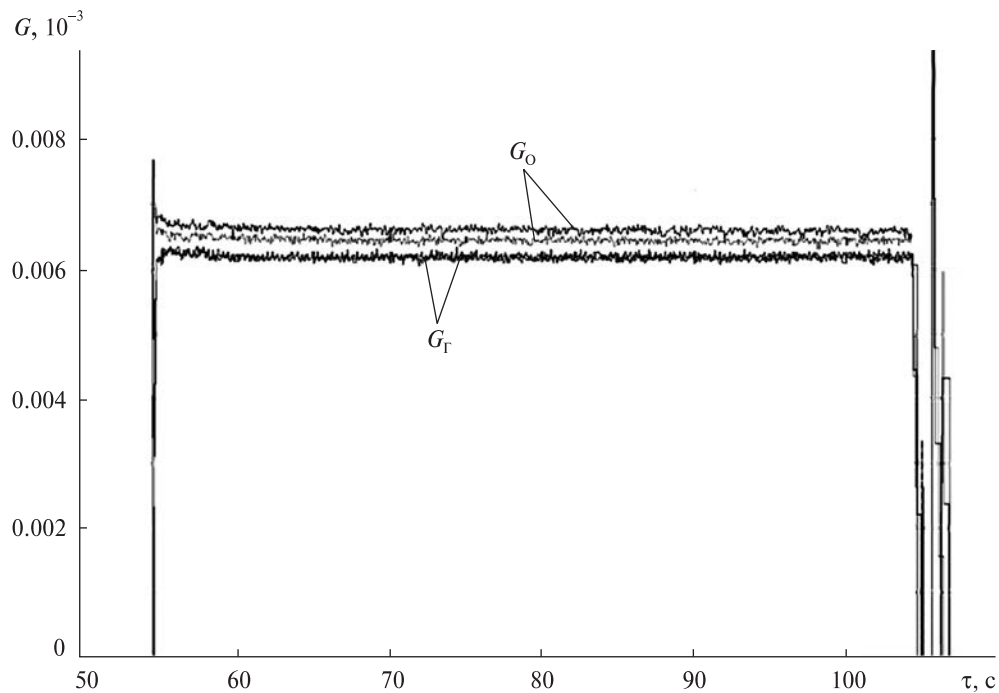


Рис. 5. Характерные значения параметров объемных расходов по тракту «О» и «Г» в жидкостном реактивном двигателе малой тяги

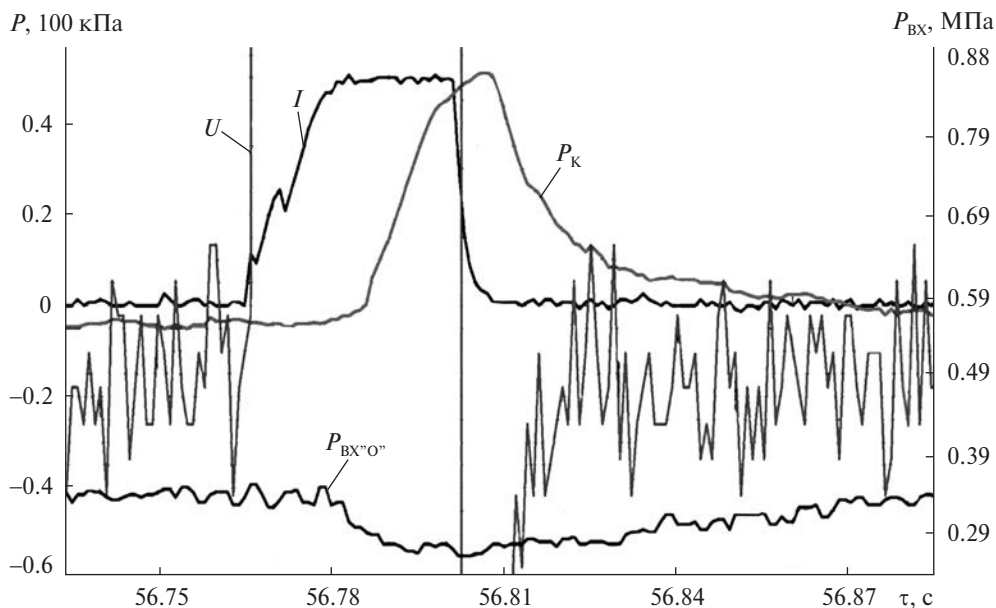


Рис. 6. Изменение значений жидкостных реактивных двигателей малой тяги при импульсном режиме (длительность импульса 0.035 с)

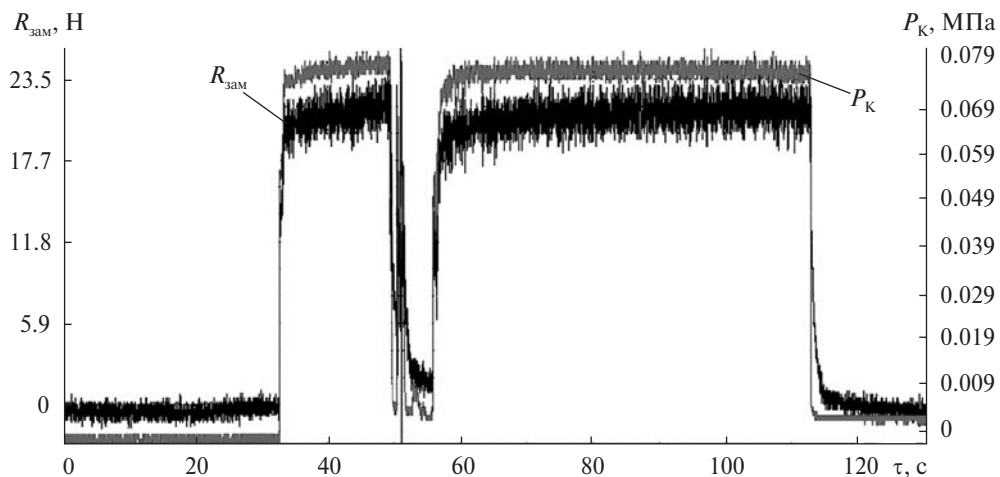


Рис. 7. Характерные параметры тяги двигателя и давления в камере сгорания при проведении ОИ с имитацией провала давления

- давления компонентов рабочего тела на входе в двигатель;
- давление продуктов сгорания в камере сгорания и на срезе сопла;
- температура конструкции двигателя;
- температура компонентов рабочего тела;
- расходы компонентов рабочего тела;

- суммарное время работы в непрерывном режиме;
- суммарное время работы в импульсном режиме;
- суммарное время огневой наработки;
- электрические параметры электрогидроклапанов двигателя (ток в катушке электромагнита)

электрогидроклапана и напряжение питания электрогидроклапана).

По результатам испытаний ЖРДМТ в непрерывном режиме расчетным путем определялись следующие параметры:

- тяга двигателя в пустоте $R_{п} = R_{зам} + P_{окр} \cdot F_{ср}$, где $R_{зам}$ — замеренная тяга, $P_{окр}$ — давление в окружающей среде, $F_{ср}$ — площадь среза сопла;

- удельный импульс тяги в пустоте;
- коэффициент соотношения компонентов топлива;

- расходный комплекс $\beta_{эксп}$.

Величина единичного импульса тяги определялась в случае многократных импульсных включений при длительности управляющего командного сигнала, равной $0.1^{+0.005}$ с и $0.035^{+0.005}$ с. Единичный импульс определялся расчетным путем по полученной при испытании зависимости $P_K = f(\tau_{исп})$.

Основными задачами при проведении огневого испытания являлись:

- подтверждение требований технического задания — огневая наработка, как за одно включение, так и суммарные, количество срабатываний в импульсном режиме, времена выхода на режим и спада тяги в импульсном режиме;
- подтверждение устойчивости работы двигателя во время гидроударов, провалов давления, а также при наличии в компонентах топлива газов насыщения (азота и гелия).

Стенд для проведения ОИ имеет возможность изменять давление компонентов рабочего тела на входе в двигатель в процессе проведения ОИ, что позволило за одно ОИ испытать двигатель при разных давлениях и тем самым сократить количество испытаний втрое. На рис. 4—6 представлены характерные графики результатов огневых испытаний ЖРДМТ в непрерывном и импульсном режимах.

Первоначально для определения концентрации растворенных газов в КРТ перед началом проведения каждого ОИ брались пробы для проведения химического анализа, что является технически сложной и длительной процедурой. С целью ее упрощения и сокращения времени концентрация растворенных газов в КРТ в дальнейшем определялась по величине парциально-

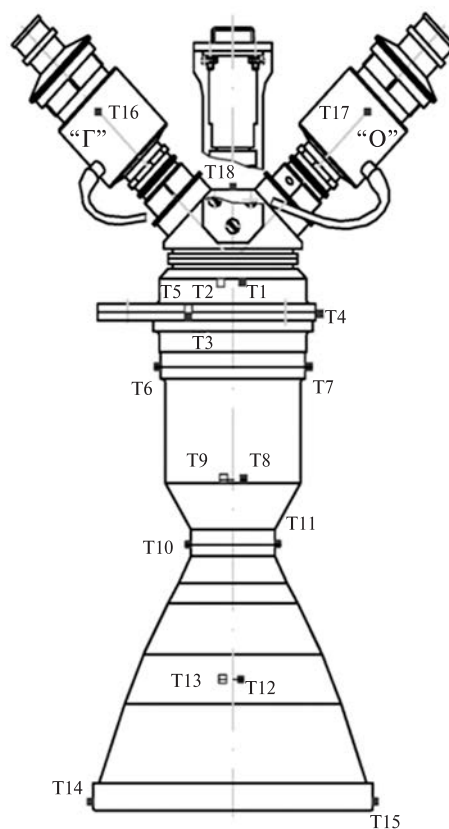


Рис. 8. Схема расположения точек замера температуры конструкции жидкостного реактивного двигателя малой тяги: Т1, Т2, Т3, Т4, Т5 — температура в разных точках биметаллического переходника; Т6, Т7, Т8, Т9 — температура камеры сгорания; Т10, Т11 — температура в критическом сечении; Т12, Т13 — температура сверхзвуковой части сопла; Т14, Т15 — температура на срезе сопла; Т16, Т17 — температура электрогидроклапанов; Т18 — температура форсуночной головки

го давления газов наддува в газовых подушках стендовых емкостей [9].

В процессе включения маршевого двигателя третьей ступени при открытии пусковых клапанов по трактам окислителя и горючего возникают провалы давления на входе в ЖРДМТ, что может вызывать возникновение газовых «пузырей» с разрывом потока.

Для проведения испытаний с имитацией провалов давления и определения воздействия газов насыщения в компонентах топлива, было модернизировано рабочее место испытательного

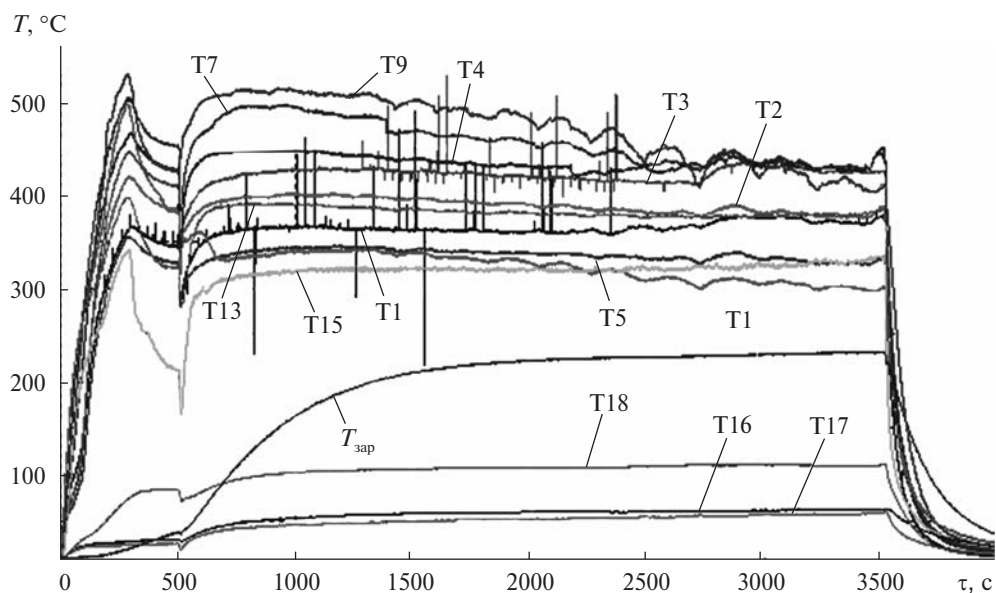


Рис. 9. Изменение температуры конструкции жидкостного реактивного двигателя малой тяги при номинальном режиме

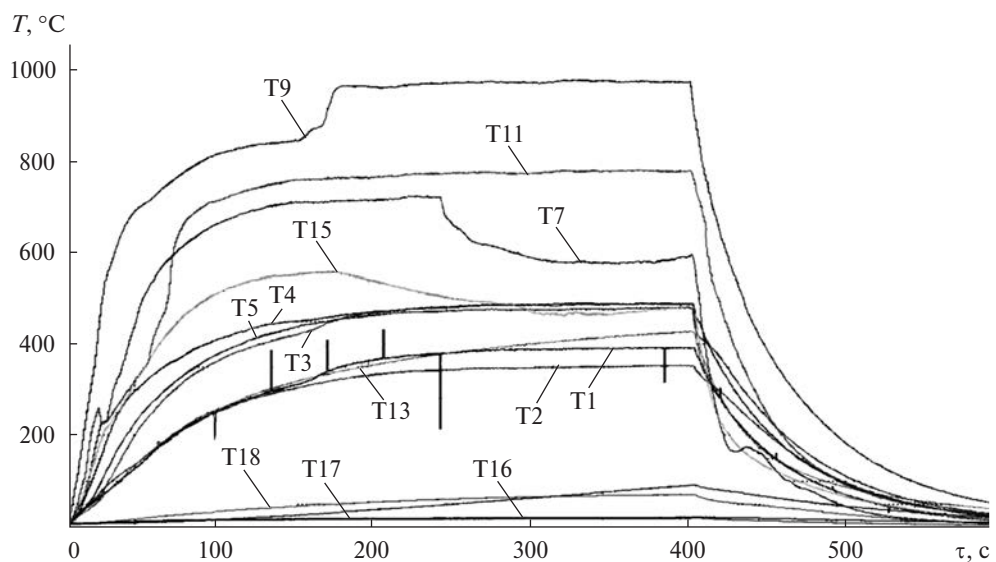


Рис. 10. Температура конструкции жидкостного реактивного двигателя малой тяги при испытаниях с имитацией гидроудара (заброса давления)

стенда для проведения ОИ. Имитация провалов давления, а также влияния газов насыщения проводилась путем организации на входе в электрогидроклапаны двигателя по трактам окислителя и горючего как поочередно, так и одновременно газовых «пузырей» с разрывом потока.

На рис. 7 приведены изменения тяги и давления в камере сгорания при имитации провала давления на входе в двигатель по тракту окислителя. При испытаниях определялись время прохождения пузыря и время восстановления тяги и входного давления до исходных значений.

В процессе останова маршевого двигателя 3-й ступени при закрытии пусковых клапанов возникают гидроудары (забросы давления) на входе в ЖРДМТ. Основным показателем работоспособности двигателя при гидроударах (забросах давления) является работоспособность его электрогидроклапанов. Гидроудары имитировались путём проведения ОИ с подачей компонентов топлива на вход электрогидроклапанов двигателя, величина давления при этом соответствовала величине забросов давления при гидроударе — 2.2...2.3 МПа, длительность испытаний составляла примерно 500 с. При данном испытании была зафиксирована стабильная работа электрогидроклапанов при повышенных давлениях и расходах.

При проведении ОИ фиксировалась температура наружной поверхности двигателя. Схема расположения и нумерация точек замера температуры конструкции ЖРДМТ представлены на рис. 8. На рис. 9 представлены показания датчиков температур при проведении огневых испытаний в номинальном режиме, а на рис. 10 — показания датчиков температур при проведении огневых испытаний на повышенных давлениях.

По результатам испытаний максимальная температура 960 °С была зафиксирована на поверхности камеры сгорания. Стоит отметить, что максимальная температура стенки камеры сгорания существенно ниже допустимой.

ВЫВОДЫ

Жидкостный реактивный двигатель малой тяги подтвердил работоспособность во всем диапазоне требуемых условий, а полученные параметры в ходе испытаний соответствуют требованиям технического задания и конструкторской документации (табл. 4).

Полученные результаты являются первым этапом наземной экспериментальной отработки, носящим автономный характер для серии из одиночных двигателей. Учитывая специфику разрабатываемой ЖРС, состоящей из большого количества двигателей малой тяги, входные давления которых зависят от режимов работы маршевого двигателя, необходимо проведение комплексных испытаний ЖРС и МД. Эти испытания дадут окончательную информацию о преимуществах разрабатываемой системы и постановку ее на серийное изготовление.

Таблица 4. Значения параметров жидкостного реактивного двигателя малой тяги, полученные при наземной экспериментальной отработке

Параметр	Величина параметра			
	по результатам конструкторских испытаний	по результатам доводочных испытаний	по результатам завершающих доводочных испытаний	по техническому заданию
Тяга двигателя в пустоте во всем диапазоне входных давлений, Н	30 ^{+6.57} _{-8.62}	30 ^{+4.21} _{-9.21}	30 ^{+7.25} _{-9.41}	30 ^{+17.65} _{-12.25}
Тяга в пустоте при провалах давления, Н	—	4.02...12.45	4.31...13.23	не менее 1.96 Н
Тяга в пустоте при повышенных давлениях, Н	—	54.62...66.09	58.08...77.66	не более 91.79 Н
Удельный импульс тяги (непрерывный режим), не менее, м/с	1569.6...2256.3	1569.6...2197.4	1265.5...2992	1962±784.8
Величина единичного импульса тяги при многократных импульсных включениях при времени включения 0.035 ^{+0.005} с, Н·с	0.64...0.86	0.37...0.82	1.01...2.17	1.22±0.98
Максимальное время от момента подачи команды на запуск до воспламенения топлива в камере сгорания, с	0.016	0.01	0.011	0.02
Максимальное время задержки спада тяги от момента подачи команды на выключение, с	0.01	0.009	0.008	0.03

Несмотря на возникшие проблемы при разработке и отработке ЖРДМТ, переход на подачу компонентов топлива на входы в ЖРДМТ из входных магистралей МД подтвердил свою целесообразность.

Данный переход позволил сократить количество входящих в состав ЖРС узлов до миниму-

ма, значительно уменьшить массу и повысить надежность изделия.

Стоит отметить, что разработанная методика проведения ОИ, описанных в статье, отработана и в дальнейшем может быть использована для проведения ОИ новых разработок двигательных установок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Абрамович Г. Н. *Прикладная газовая динамика*. Москва: Наука, 1969. 824 с.
2. Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И. *Реактивные системы управления космических летательных аппаратов*. Москва: Машиностроение, 1979. 232 с.
3. Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов А. В. и др. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей* (Под ред. В. М. Кудрявцева). Москва: Высш. шк., 1975. 656 с.
4. Дейч М. Е. *Техническая газодинамика*. Москва, Л.: Госэнергоиздат, 1961. 670 с.
5. Егорычев В. С., Сулинов А. В. *Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: учеб. пособие*. Самара: Изд-во СГАУ, 2014. 128 с.
6. Козлов А. А., Абашев В. М. *Расчет и проектирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги: учеб. пособие*. Москва: Изд-во МАИ, 2004. 38 с.
7. Кокорин В. В., Рutowский Н. Б., Соловьев Е. В. *Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления*. Москва: Машиностроение, 1983.
8. Махин В. А. *Жидкостные ракетные двигатели. Теория и проектные расчеты камер* (Под ред. Е. К. Мошкина). Москва: Дом техники, 1961. 602 с.
9. Полухин Д. А., Орещенко В. М., Морозов В. А. *Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД*. Москва: Машиностроение, 1987. 248 с.

Стаття надійшла до редакції 06.08.2019

REFERENCES

1. Abramovich G. (1969). *Applied gas dynamics*. Moscow.
2. Belyaiev N., Belik N., Uvarov Y. (1979). *Spacecraft jet control systems*. Moscow: Machinebuilding,
3. Vasiliev A., Kudryavtsev V., Kuznetsov A. (1975). *Basis of liquid-propellant rocket engine theory and calculation*. Moscow.
4. Deitch M. (1961). *Technical gas dynamics*. Moscow.
5. Yegorychev V. (2014). *Liquid-propellant rocket thrusters and their characteristics*. Samara.
6. Kozlov A., Abashev V. (2004). *Calculation and designing of liquid-propellant rocket thruster*. Moscow.
7. Kokorin V., Rutovskiy N., Soloviev Y. (1983). *Complex optimization of control systems engines*. Moscow.
8. Mahin V. (1961). *Liquid-propellant rocket engines. Theory and design study of the chambers*. Moscow.
9. Poluhin D., Oreschenko V., Morozov V. (1987). *Launch vehicles and spacecraft with LPRT propulsion system pneumohydrosystems qualification*. Moscow.

Received 06.08.2019

В. М. Дураченко, нач. відд.,
E-mail: info@yuzhnoye.com
О. В. Шпак, викон. обов. нач. компл.
С. А. Колесниченко, нач. відд.
Л. І. Агеева, нач. сект.
А. С. Долінкевич, нач. групи
К. О. Унчур, інж.-констр.

ДП «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

ПРОБЛЕМИ І ШЛЯХИ ЇХНЬОГО ВИРІШЕННЯ У ПРОЦЕСІ РОЗРОБКИ РІДИННОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГУНА МАЛОЇ ТЯГИ ДЛЯ РІДИННОЇ РЕАКТИВНОЇ СИСТЕМИ 3-ГО СТУПЕНЯ РАКЕТИ-НОСІЯ «ЦИКЛОН-4»

Розглядаються питання розробки рідинного реактивного двигуна малої тяги, який входить до складу рідинної реактивної системи 3-го ступеня ракети-носія «Циклон-4». Особливістю розроблюваного двигуна є працездатність при низькому тиску в камері, стійкість роботи під час гідрударів та провалів тиску на вході у рідинний реактивний двигун малої тяги при запуску і зупинці маршового двигуна, а також наявність в компонентах палива газу насичення і наддуву баків. Описано основні проблеми, які виникли при проектуванні та експериментальному відпрацюванні даного двигуна. Наведено отримані результати наземного експериментального відпрацювання.

Ключові слова: рідинний реактивний двигун, рідинна реактивна система, вогневі випробування, маршовий двигун, тяга.

V. M. Durachenko, Head of department,
E-mail: info@yuzhnoye.com
A. V. Shpak, Deputy Head of complex
S. A. Kolesnychenko, Head of department
L. I. Ahejeva, Head of sector
A. S. Dolinkevich, Head of group
K. O. Unchur, Design engineer
Yuzhnoye State Design Office,
3, Krivorizka Str., Dnipro, Ukraine 49008

PROBLEMS AND WAYS OF THEIR SOLUTIONS IN THE DEVELOPMENT OF A LOW-THRUST LIQUID JET ENGINE FOR A STAGE 3 LIQUID JET SYSTEM OF “CYCLONE-4” LAUNCH VEHICLE

The article deals with the issues of a low-thrust liquid jet engine as a part of stage 3 liquid jet system of “Cyclone-4” launch vehicle development. Features of the developed engine are its efficiency at low pressure in the chamber, operation stability during hydraulic shocks and pressure drops in the Liquid Propellant Rocket Thrusters (LPRT) inlet at the cruise engine start-up and stop, as well as pressurizing gas presence in propellants. We set out main problematic issues encountered during the designing and development test of this engine as well as describe the results of the qualification test.

Keywords: liquid jet engine, liquid jet system, firing tests, main engine, thrust.