

ГАЗОВАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА КОРРЕКЦИИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ

Прохоренко И.С.^{1,2}, Каташов А.В.¹, Каташова М.И.¹

¹ Опытное Конструкторское Бюро «Факел» (ОКБ «Факел»),
Московский проспект, 181, Калининград, 236001, Россия

² Балтийский федеральный университет им. И. Канта (БФУ им. И. Канта),
ул. А. Невского, 14, Калининград, 236041, Россия
e-mail: info@fakel-russia.com

Статья поступила в редакцию 02.02.2021

Для довыведения на целевые орбиты микро- и наноспутников, поддержания их параметров, а также последующего сведения с орбиты необходимы эффективные малогабаритные двигательные установки коррекции. Статья посвящена разработке газовой двигательной установки коррекции для наноспутников формата CubeSat на основе газового двигателя малой тяги. В качестве рабочего газа предлагается использовать сжатый азот начальным давлением 39,2 МПа (400 кгс/см²). В статье приведены: обоснование выбора сжатого азота в качестве рабочего газа; технический облик разработанной двигательной установки; результаты разработки и автономных испытаний газового двигателя малой тяги, клапана пускового на основе запорного элемента из материала с эффектом памяти формы, клапана управляющего высокого давления и малогабаритного заправочного устройства, являющихся основными составными частями установки. Согласно оценке по результатам расчётов и испытаний, разработанная конструкция двигательной установки на сжатом азоте должна обеспечивать суммарный импульс 65 Н·с с тягой от 98 до 196 мН, при этом общие размеры установки не превышают формат CubeSat 1,5U, а общая масса — не более 2 кг.

Ключевые слова: газовая двигательная установка коррекции, сжатый азот, наноспутник, пусковой клапан, заправочное устройство.

Введение

С развитием цифровых технологий и миниатюризации космической техники все более широкое применение находят микроспутники массой 10—100 кг и наноспутники массой 1—10 кг, которые, как правило, выводятся на орбиту в качестве попутной полезной нагрузки. По сведениям специализированной европейской базы данных Nanosatellite and CubeSat Database, количество выведенных на околоземную орбиту нано- и пикоспутников с каждым годом увеличивается экспоненциально и на октябрь 2020 года составило уже более 2700 единиц [1]. Большую часть запущенных малых космических аппаратов составляют наноспутники формата CubeSat, преимущественно размером в три юнита — 3U. Для довыведения на целевые орбиты, поддержания их параметров, а также последующего сведения с орбиты необходимы эффективные двигательные установки коррекции, при этом только около

2,7 % наноспутников оснащено двигателями [1], что обусловлено отсутствием надёжных универсальных устройств с оптимальным соотношением массы, тяги, формируемого импульса и энергопотребления.

Указанные спутники и космические аппараты имеют небольшие габариты и ограниченную бортовую электрическую мощность. При низких требованиях по суммарному импульсу (1000 Н·с и менее) с точки зрения надёжности и приемлемой массы оправдано использование простейших пневмосистем на холодном газе [2, 3], которые применяются в спутниках с 1960-х гг. [4, 5]. В 2000—2010 гг. разработаны и испытаны двигательные установки с пневмосистемами на холодном газе в таких проектах, как Pakistan Remote Sensing Satellite [6, 7], Adelis-SAMSON Nano-Satellites [8—10], SNAP-1 [11—14], POPSAT-HIP1 [13, 15] и некоторых других [13, 16—18].

В настоящей работе представлены результаты разработки компактной двигательной установки коррекции наноспутников формата CubeSat на основе газового двигателя малой тяги, с массой не более 2 кг, габаритными размерами не более 1,5U и пиковым энергопотреблением не более 10 Вт, которая должна обеспечивать суммарный импульс тяги не менее 65 Н·с с тягой от 98 до 196 мН, выдачу импульсов для перехода наноспутника с орбиты выведения на рабочую орбиту, для поддержания требуемой орбиты в течение заданного срока активного существования и для схода с орбиты. Применение данной двигательной установки в составе космического аппарата позволит обойтись без дополнительных специальных систем увода с орбиты, какими являются, например, надувные тормозные устройства [19].

За счёт применения рабочего тела (сжатого азота) давлением 39,2 МПа (400 кгс/см²) и композитных баллонов для его хранения, специально разработанных пускового клапана на основе запорного элемента из материала с эффектом памяти формы и заправочного устройства малогабаритного, отдельно рассмотренных в данной статье, двигательная установка имеет уменьшенные массогабаритные параметры по сравнению с аналогами, рассмотренными в работах [6—10, 16, 17]. При массе космического аппарата 5 кг изменение характеристической скорости составит 12,5 м/с, что в пересчёте выше, чем у аналогов, представленных в [11, 12, 14, 15].

Для обеспечения подачи рабочего тела из полости высокого давления в полость низкого давления разработан клапан управляющий, в конструкции которого предусмотрен ограничитель расхода, что позволило снизить его энергопотребление на 3,1 Вт, а пиковое энергопотребление двигательной установки в режиме функционирования — на 23,6 %.

В статье приведено обоснование выбора сжатого азота в качестве рабочего тела; подробно рассматривается технический облик разработанной газовой двигательной установки коррекции и её составных частей (газового двигателя малой тяги, пускового и управляющего клапанов на высокие давления, заправочного устройства малогабаритного); описано их функционирование и результаты испытаний.

Обоснование выбора азота в качестве рабочего газа

В качестве рабочего газа азот и воздух обеспечивают получение наилучших энергетических и

массовых характеристик газореактивной системы в сравнении с водородом, гелием, аргоном, ксеноном, метаном и другими газами [20]. Азот обладает удовлетворительными эксплуатационными свойствами и имеет низкую стоимость.

Для выдачи газовой двигательной установкой максимального суммарного импульса тяги предполагается использование сжатого азота. Сжатие азота с давлением более 39,2 МПа (400 кгс/см²) малоэффективно в связи с тем, что объём при дальнейшем сжатии уменьшается относительно слабо, что поясняется рис. 1, а масса баллонов для хранения рабочего газа будет значительно увеличиваться вследствие утолщения его стенок, исходя из обеспечения необходимых прочностных характеристик.

По результатам расчета заправки баллонов рабочим газом на рис. 2 показана тенденция уменьшения суммарного объема баллонов в зависимости от давления азота при температуре азота в 45 °С (при постоянной массе азота).

Технический облик газовой двигательной установки коррекции

Пневматическая схема газовой двигательной установки представлена на рис. 3, внешний вид — на рис. 4.

Данная двигательная установка коррекции выполнена в виде моноблока. За счёт применения в качестве рабочего тела сжатого азота с давлением 35,3—39,2 МПа (360—400 кгс/см²) и композитных баллонов для его хранения установка имеет уменьшенные габариты (1,5U) в сравнении с аналогами [8, 15].

В состав газовой двигательной установки входят:

- газовый двигатель, работающий в импульсных и непрерывных режимах, являющийся исполнительным органом создания импульсов тяги двигательной установки;
- три баллона для хранения рабочего газа;
- клапан пусковой, обеспечивающий ампулизию (надёжное хранение) рабочего газа в баллонах до начала функционирования двигательной установки;
- ресивер для обеспечения требуемого давления рабочего газа на входе в газовый двигатель;
- клапан управляющий высокого давления для поддержания давления в ресивере в установленном рабочем диапазоне;
- ограничитель расхода, предназначенный для обеспечения функционирования клапана управляющего при высоких давлениях от 11,8 до 39,2 МПа (от 150 до 400 кгс/см²);

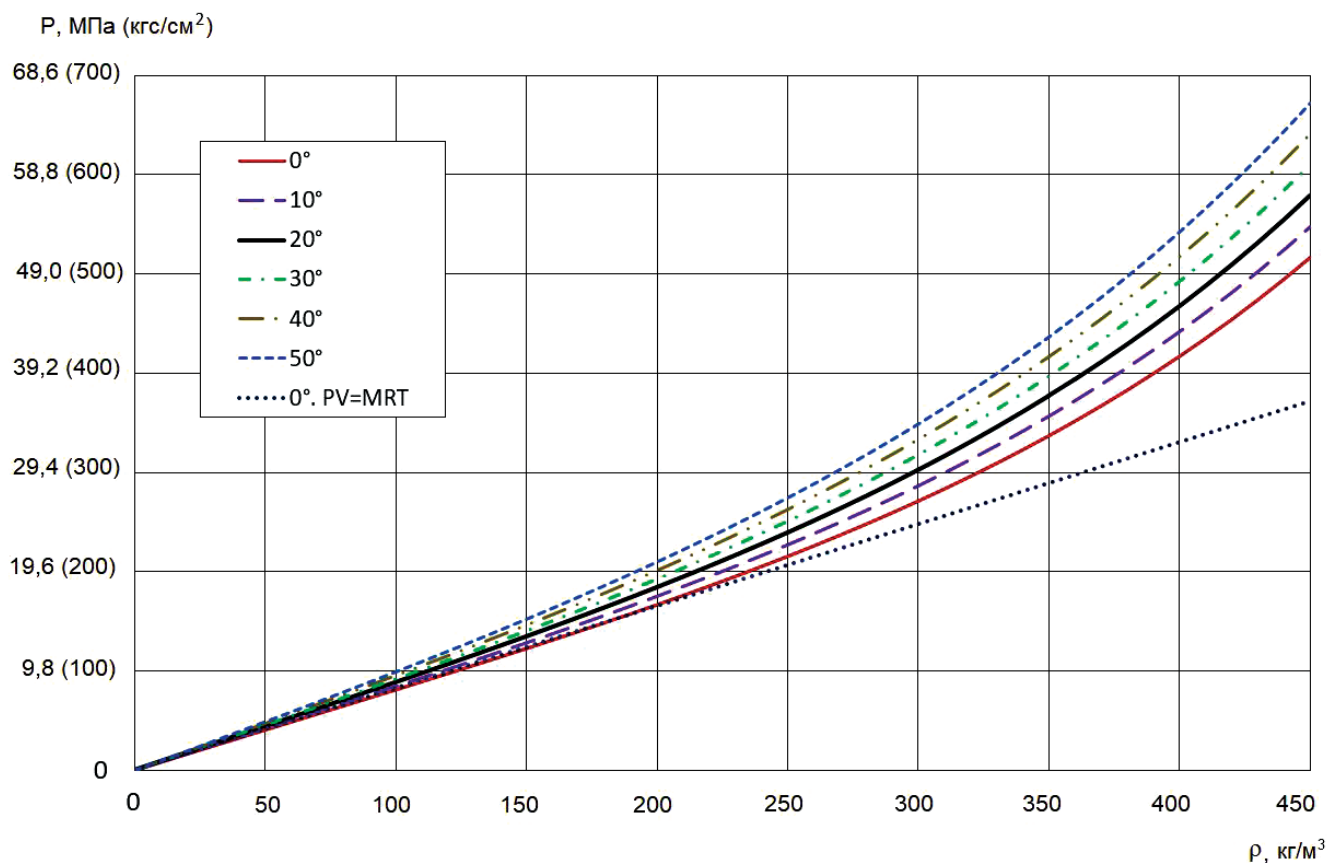


Рис. 1. Сжимаемость азота при различных температурах

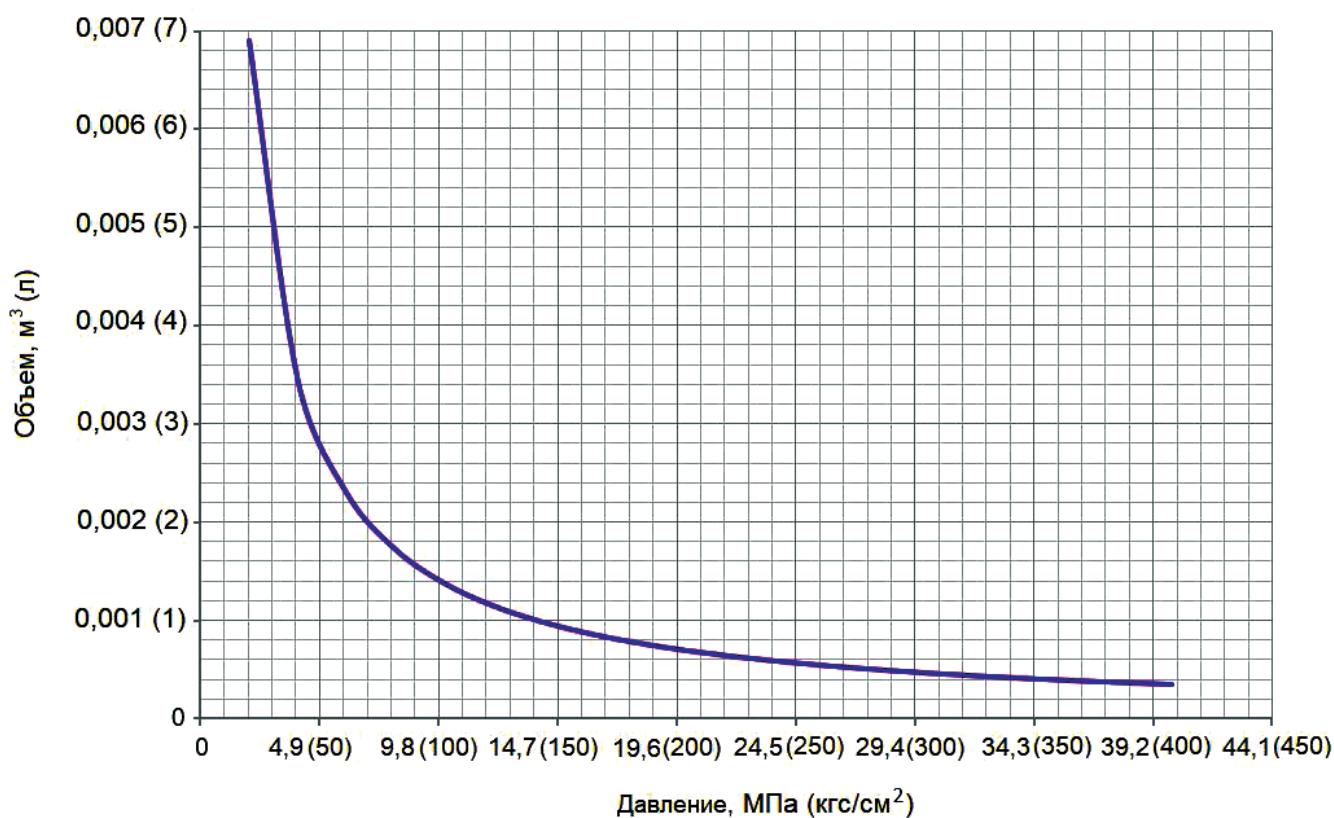
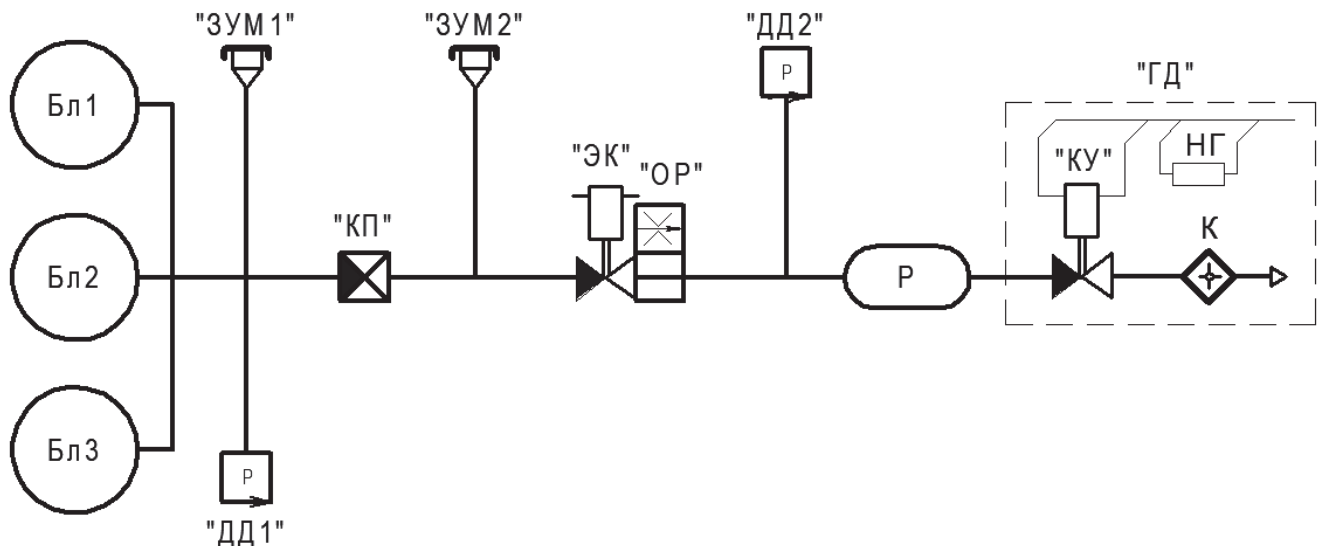


Рис. 2. Зависимость суммарного объема баллонов с азотом от давления при постоянной массе азота



Поз. обозначение	Наименование	Кол.
Бл1 - Бл3	Баллон высокого давления	1
Р	Ресивер	1
ДД1, ДД2	Датчик давления	2
ЗУМ1, ЗУМ2	Зарядное устройство малогабаритное	2
КП	Клапан пусковой высокого давления	1
ЭК	Клапан управляющий высокого давления	1
ОР	Ограничитель расхода	1
ГД	Газовый двигатель	1
КУ	Клапан двигателя	1
К	Камера	1
НГ	Нагреватель	1

Рис. 3. Пневматическая схема газовой двигательной установки

— два малогабаритных заправочных устройства: одно — заправочное (для заправки баллона рабочим телом), второе — проверочное (для проверки герметичности элементов двигательной установки при подаче технологических газов);

— датчик (преобразователь) контроля давления рабочего тела в баллоне;

— функциональный датчик (преобразователь) контроля давления рабочего тела в ресивере для обеспечения управления включением-отключением клапана управляющего;

— трубопроводы, каркас и элементы крепления, электрические жгуты.

Конструктивно газовая двигательная установка имеет две каркасные фрезерованные плиты с элементами крепления в раме наноспутника, представленного на рис. 5. В данные плиты устанавливаются три баллона и ресивер, обеспечивая прочность конструкции двигательной установки.

Газовый двигатель малой тяги

Газовый двигатель, являющийся двигателем электроаккумулирующего типа, включает в себя камеру с газодинамическим соплом и малогаба-

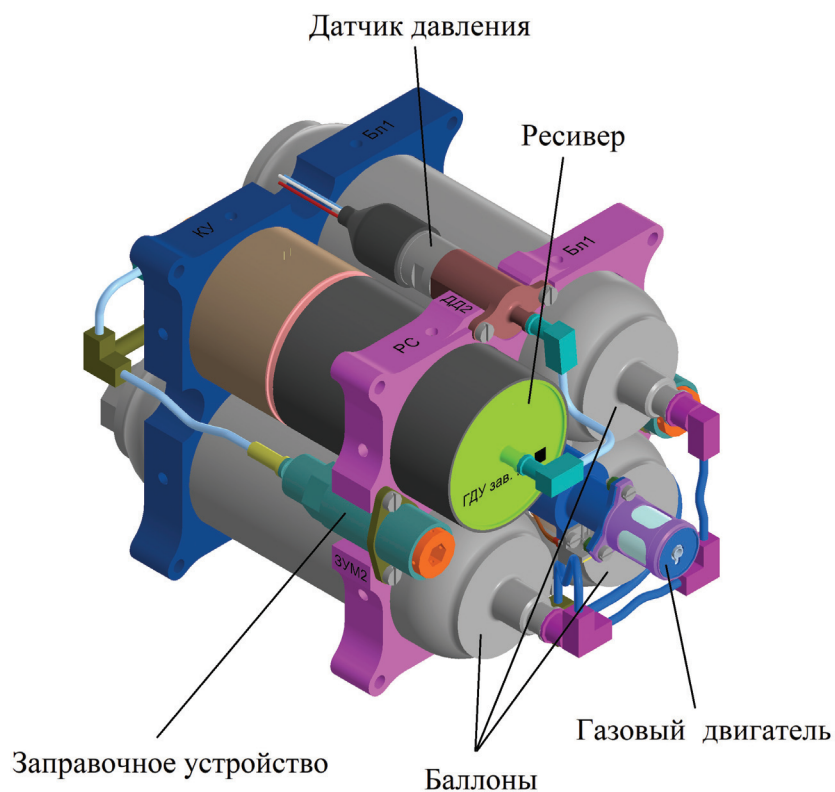


Рис. 4. Технический облик газовой двигательной установки

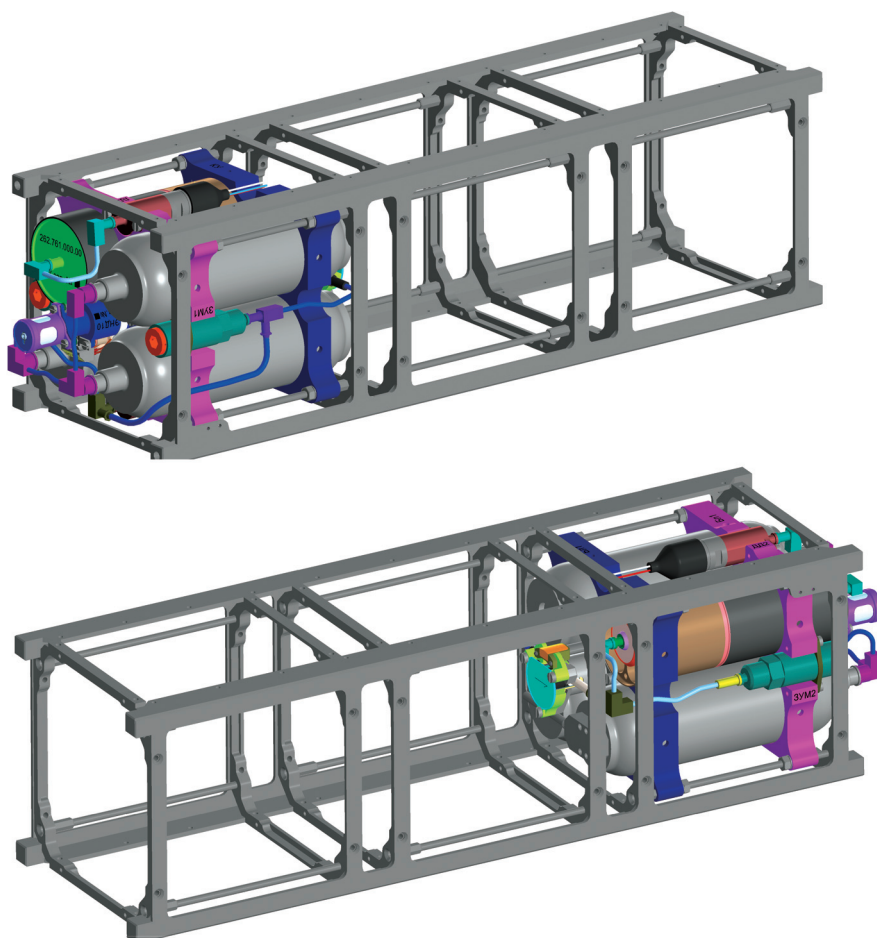


Рис. 5. Газовая двигательная установка в раме наноспутника формата 3U

ритный управляющий клапан низкого давления. Для повышения удельного импульса тяги двигателя имеется возможность нагрева камеры электронагревателем. Для снижения тепловых потерь нагревателя при стартовом разогреве применяется экранно-вакуумная теплоизоляция. Для контроля температуры камеры при нагреве и в процессе функционирования двигателя в его конструкции предусмотрен датчик температуры, представляющий собой термоэлектропреобразователь. Подача рабочего газа в камеру осуществляется из ресивера через клапан двигателя по трубке подачи. В камере газ подогревается и, проходя через критическое сечение сопла, ускоряется, создавая тягу.

Включение газового двигателя осуществляется по открытию клапана управляющего и подачей питания на электронагреватель. Тяга двигателя не зависит от того, включен нагреватель или нет. Подогрев рабочего газа ведёт к снижению расхода и, соответственно, к увеличению удельного импульса тяги.

Тяга двигателя является функцией от давления рабочего газа на входе в двигатель и изменяется от 0,196 Н (20,0 гс) при давлении 578,5 кПа (5,9 кгс/см²) до 0,098 Н (10 гс) при давлении 313,7 кПа (3,2 кгс/см²), что, например, позволяет его использовать для разгрузки управляющих двигате-

лей-маховиков малого космического аппарата технологического назначения [21]. Удельный импульс тяги в непрерывном режиме – не менее 687 м/с (70 с) при температуре рабочего газа 20 °С. Время выхода двигателя на режим $\tau_{0,9}$ и время последствия $\tau_{\text{пд}}$ – не более 0,05 с.

Регулировочная ($P = f(P_{\text{вх}})$) и дроссельная ($P = f(P_{\text{к}})$) характеристики по результатам испытаний газового двигателя на функционирование представлены на рис. 6.

Для определения необходимой начальной мощности нагревателя для разогрева камеры до стартовой температуры были проведены тепловакуумные испытания газового двигателя. Из графика, представленного на рис. 7, видно, что минимальная мощность, необходимая для разогрева камеры газового двигателя до температуры $T = 300$ °С за 15 мин работы нагревателя, составила $W_{\text{нг}} = 4,6$ Вт.

Клапан пусковой

В системах хранения и подачи рабочего тела в двигательных установках космических аппаратов в качестве элемента, который до начала функционирования двигательной установки герметично разделяет полость системы хранения рабочего тела и магистраль системы подачи рабочего

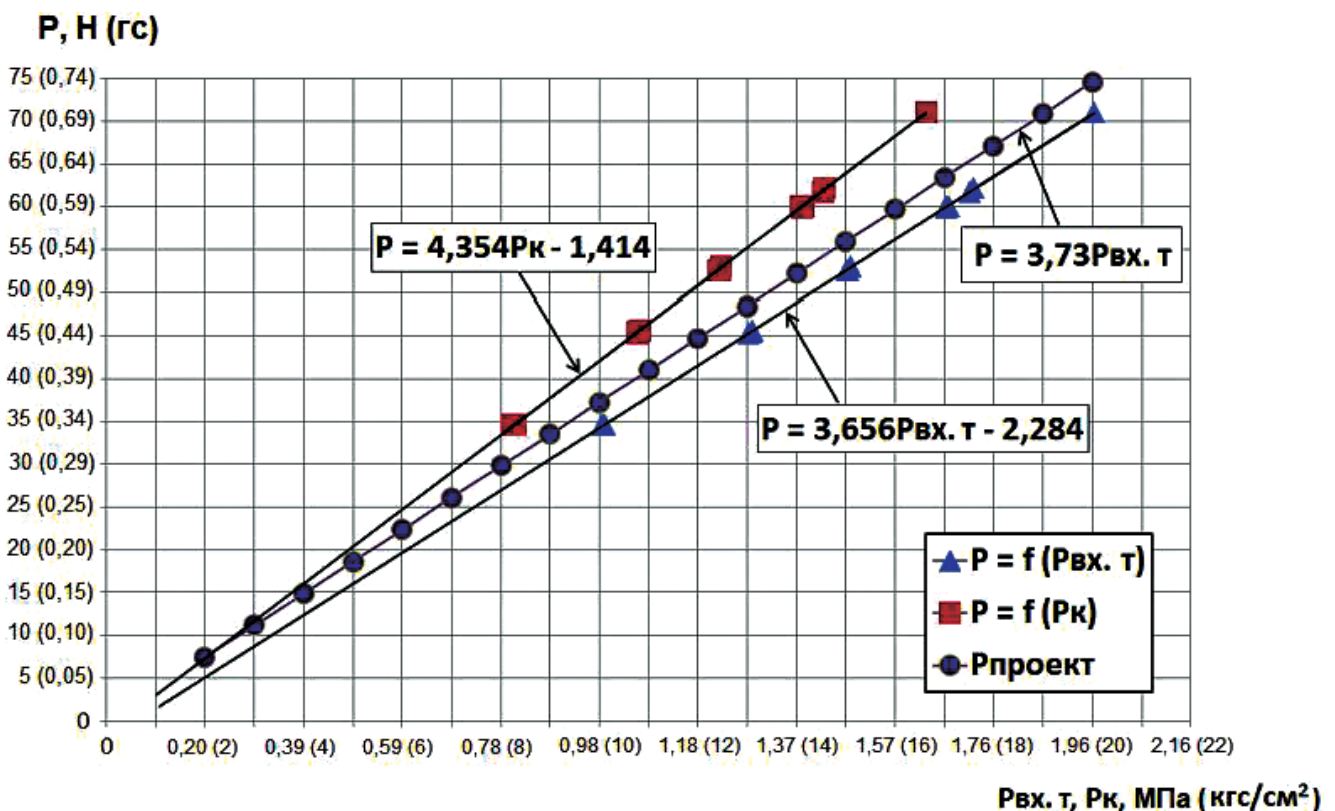


Рис. 6. Характеристики газового двигателя

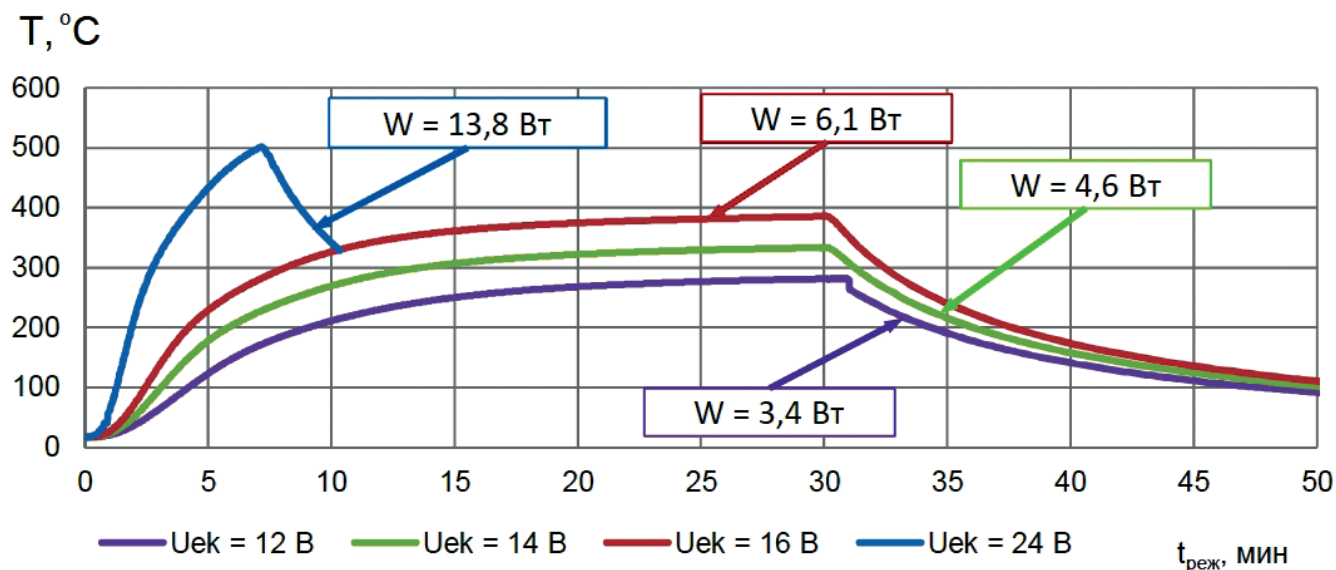


Рис. 7. Результаты тепловакуумных испытаний газового двигателя

тела, а после включения двигательной установки на протяжении всего срока ее эксплуатации — свободно пропускает через себя рабочее тело, используются пусковые клапаны однократного действия. К пусковым клапанам предъявляются высокие требования по герметичности и надежности срабатывания, а также ограничения по массогабаритным характеристикам и потреблению электроэнергии.

В качестве пусковых клапанов однократного действия в системах хранения и подачи рабочего тела в двигательных установках часто применяют пироклапаны [20], которые имеют большие габариты и массу; при наземной отработке двигательных установок работа с пироклапаном требует соблюдения мер по обеспечению техники безопасности, несоблюдение которых может привести к преждевременному подрыву пиропатрона в присутствии персонала. Также, при эксплуатации на космическом аппарате при срабатывании пироклапана в момент его подрыва возникает ударно-импульсное воздействие, которое может привести к разрушению запорного органа с последующей разгерметизацией внутренней полости пироклапана и, как следствие, к потере рабочего газа на борту космического аппарата. При ударно-импульсном воздействии может возникать вибрация, которая приводит к частичному разрушению как самих элементов двигательной установки, так и полезной нагрузки космического аппарата [22].

Для устранения указанных недостатков в ОКБ «Факел» был разработан малогабаритный пусковой клапан под рабочие давления в диапазоне от 0,88 до 39,2 МПа (от 9,0 до 400 кгс/см²) на осно-

ве запорного элемента из материала с эффектом памяти формы. Под воздействием повышенной температуры запорный элемент из материала с эффектом памяти формы восстанавливает свою первоначальную форму, открывая проходное отверстие тракта. Внешний вид разработанного пускового клапана в сравнении с пироклапаном представлен на рис. 8.

Типовая термограмма срабатывания клапана пускового, полученная при испытаниях, представлена на рис. 9. Как правило, время срабатывания при открытии клапана пускового не превышает 15 минут с момента подачи напряжения на нагреватель. Максимальная мощность, потребляемая клапаном, составляет не более 5 Вт.

Клапан управляющий

Для поддержания давления в рабочем диапазоне в ресивере применяется клапан управляющий, представляющий собой отсечной электромагнитный клапан высокого давления, включение и отключение которого происходит по показаниям функционального датчика давления ДД2, установленного в магистрали (см. рис. 3). В процессе функционирования газового двигателя установки давление в ресивере Р (см. рис. 3) достигает нижнего установленного предела, после чего система подаёт сигнал на включение управляющего клапана. Когда давление в ресивере Р достигает верхнего установленного предела, система подаёт сигнал на выключение управляющего клапана.

Время открытия управляющего клапана составляет не более 3,5 мс, а время закрытия — не более 10 мс.

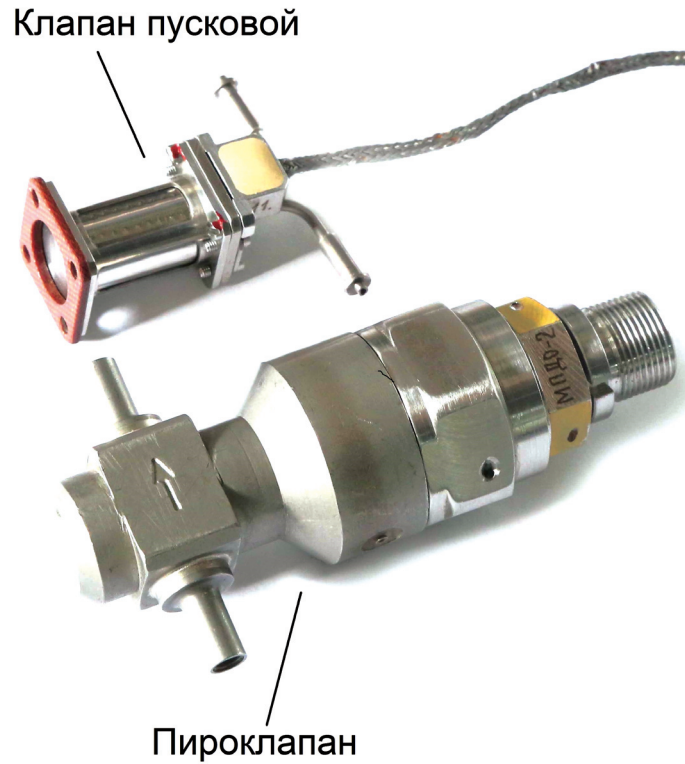


Рис. 8. Сравнение клапана пускового и пироклапана

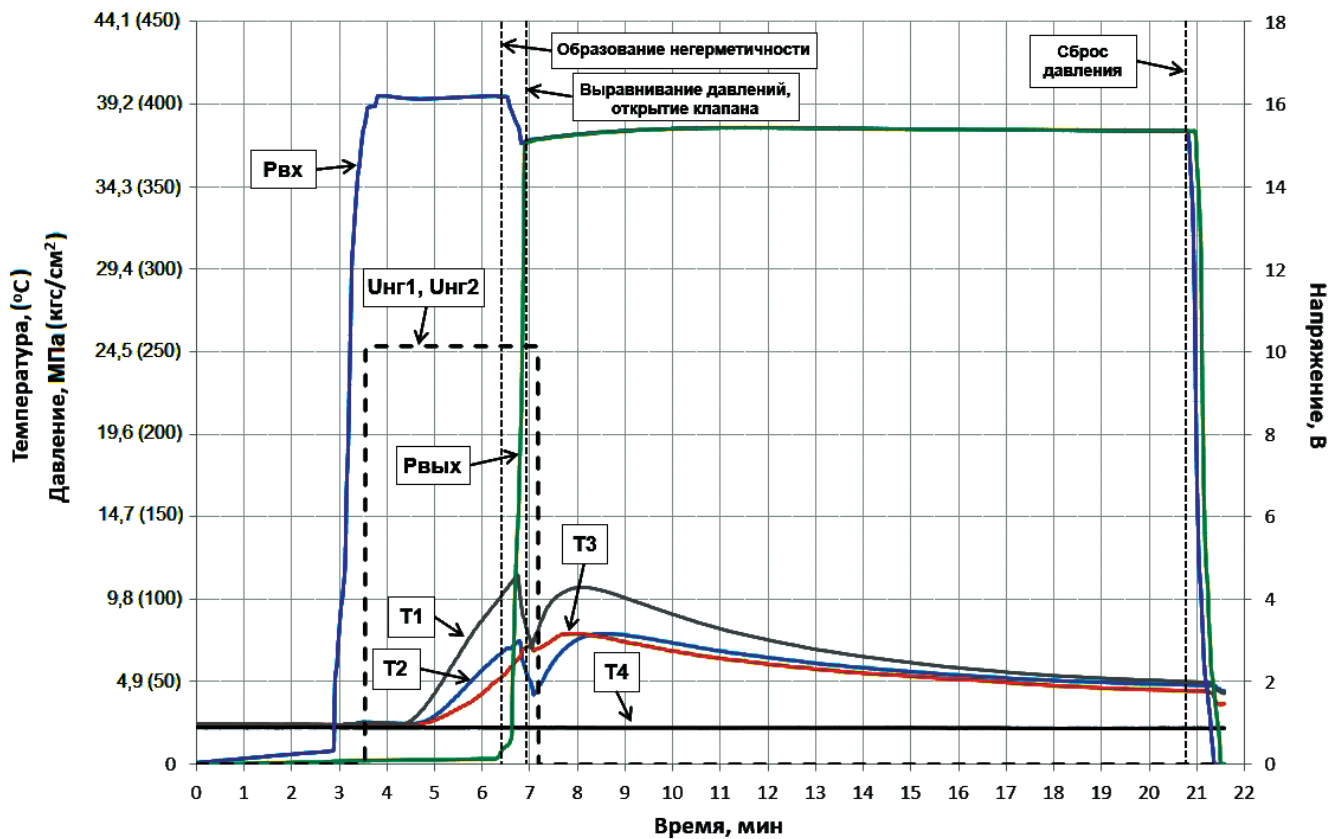


Рис. 9. Термограмма срабатывания клапана пускового: T1 – температура на входном штуцере клапана; T2 – температура на выходном штуцере клапана; T3 – температура на корпусе клапана; T4 – температура посадочного места клапана; $P_{вх}$ – давление на входе в клапан; $P_{вых}$ – давление на выходе клапана; $U_{нг1}$, $U_{нг2}$ – напряжение на нагревателе клапана

Так как при давлении рабочего тела 39,2 МПа (400 кгс/см²) его объёмный расход через клапан управляющий составляет около 11000 см³/с, а требуемый расход для функционирования газового двигателя составляет не более 850 см³/с, было принято решение применить в конструкции управляющего клапана ограничитель расхода для уменьшения напряжения удержания клапана с целью снижения его энергопотребления. Ограничитель расхода ограничивает расход рабочего тела через управляющий клапан в диапазоне рабочих давлений от 14,7 до 39,2 МПа (от 150 до 400 кгс/см²). После уменьшения давления в баллонах ниже 14,7 МПа (150 кгс/см²) ограничитель расхода перестаёт ограничивать расход рабочего тела через управляющий клапан, что необходимо для предотвращения просадок давления в ресивере Р, которые могут нарушить функционирование газового двигателя.

Применение в конструкции клапана управляющего ограничителя расхода позволило снизить его энергопотребление на 3,1 Вт и уменьшить пиковое энергопотребление двигательной установки в режиме функционирования на 23,6 %.

В процессе разработки клапана управляющего было проведено исследование прочностных и уплотняющих свойств различных материалов, рассматриваемых для применения в конструкции затвора клапана при рабочем давлении не более 39,2 МПа (400 кгс/см²). По результатам исследования в конструкцию затвора клапана управляющего внедрён фторопласт Ф-40П, обеспечиваю-

щий надёжное функционирование клапана при температуре посадочных мест и рабочего тела от плюс 5 °С до плюс 50 °С.

Фотография клапана управляющего представлена на рис. 10.

Заправочное устройство малогабаритное

Взамен относительно крупногабаритных заправочных горловин было разработано заправочное устройство малогабаритное (ЗУМ). Габаритные размеры ЗУМ приведены на рис. 11, внешний вид — на рис. 12. Общая масса устройства составляет не более 0,048 кг.

ЗУМ содержит:

— элементы затвора горловины (герметизирующая пара седло-клапан, уплотнение «металл по металлу»);

— обратный клапан, обеспечивающий безопасную работу с ЗУМ при заправке и стравливании рабочих и технологических тел (герметизирующая пара седло-уплотнительный элемент, уплотнение «фторопласт по металлу»);

— пробку, гарантирующую герметичность ЗУМ на этапе эксплуатации после затяжки её штатным моментом (герметизация происходит за счёт сдавливания металлической прокладки).

Посредством ЗУМ в рассматриваемой двигательной установке осуществляется её заправка рабочим телом, а также контрольные проверки на этапах изготовления и приёмосдаточных испытаний с применением технологических тел.

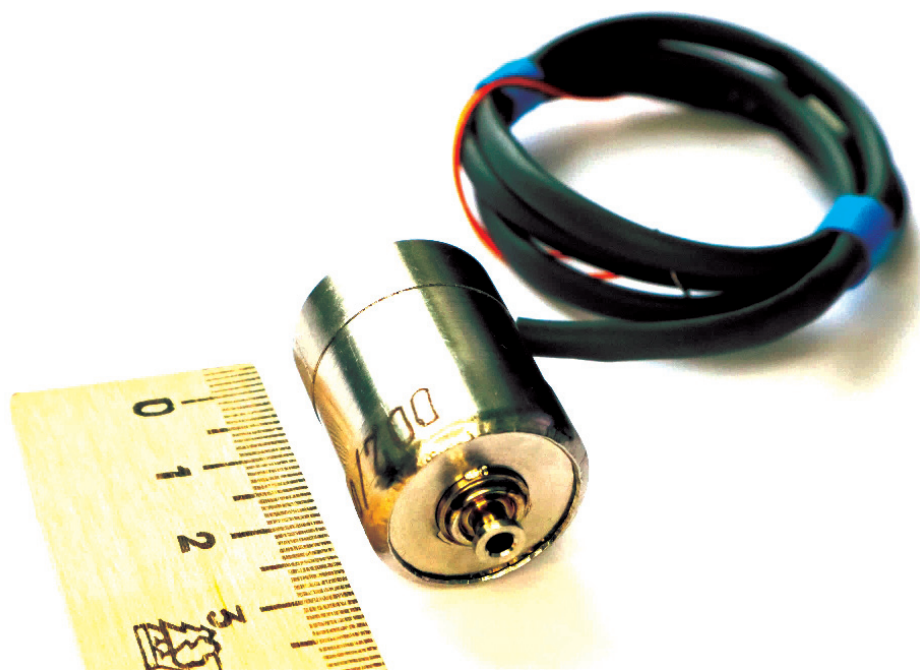


Рис. 10. Клапан управляющий высокого давления

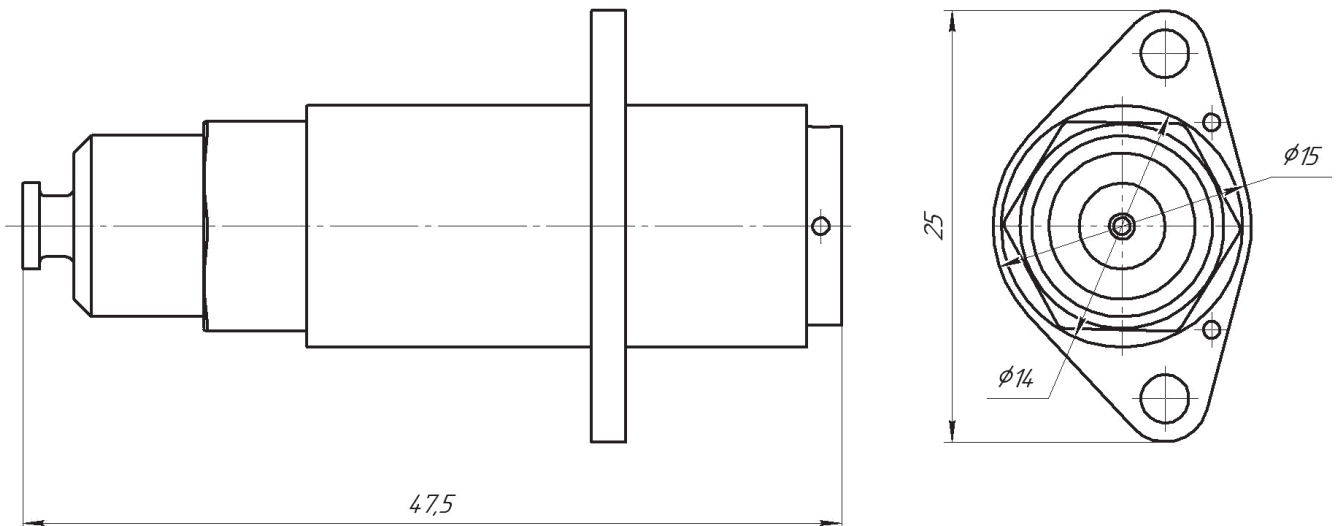


Рис. 11. Габаритные размеры заправочного устройства

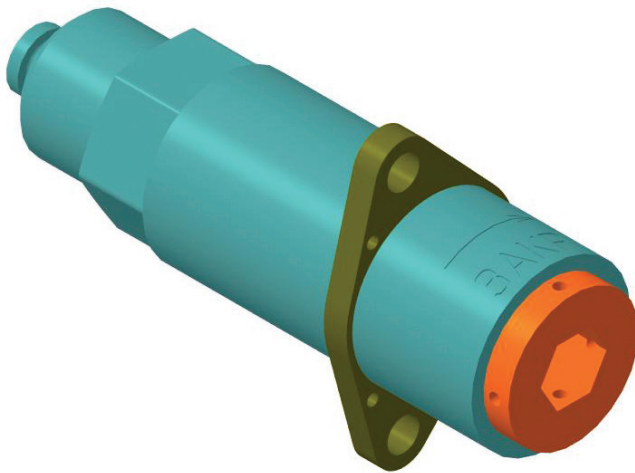


Рис. 12. Внешний вид заправочного устройства

Функционирование газовой двигательной установки

Режим начальной подготовки газовой двигательной установки к функционированию заключается в срабатывании клапана пускового путем подачи напряжения на его нагреватель в течение не более 15 мин.

Подготовка газовой двигателя к функционированию осуществляется путем подачи напряжения на его нагреватель, с учётом проведенных тепловакуумных испытаний, до стартовой температуры разогрева 300 °С в течение не более 15 мин.

Функционирование двигательной установки заключается в подаче напряжения открытия клапана двигателя с переходом на напряжение удержания, подаче напряжения на нагреватель двигателя (для выдачи максимального удельного им-

пульса двигателя) и поддержании в рабочем диапазоне давления на входе в двигатель, которое осуществляется дозированной подачей рабочего тела, подаваемого из баллонов в ресивер путём управления длительностью команды включения клапана управляющего высокого давления.

В зависимости от того, на какое время включается двигатель (открывается клапан), различают импульсный и непрерывный режимы работы двигательной установки. Как правило, при импульсном режиме включение двигателя осуществляется на время от 0,1 до 4 с, а при непрерывном — на время свыше 4 с.

Характеристики эффективности газовой двигателя определяются скажностью его включений и температурой камеры и сопла. В импульсных режимах работы удельный импульс будет тем ближе к максимальному, чем больше скажность включения и чем меньше единичный импульс тяги.

Энергопотребление двигательной установки:

- в режиме начальной подготовки — не более 5 Вт;

- в режиме подготовки газовой двигателя к функционированию — не более 5 Вт;

- при функционировании двигательной установки — не более 10 Вт.

По результатам разработки геометрические размеры двигательной установки (рис. 13) — не более 148×96×94 мм, масса — не более 2 кг.

В предлагаемой компоновочной схеме газовой двигательной установки коррекции объём баллонов суммарно составляет 250 см³ (0,25 л), масса заряжаемого в баллоны азота давлением 39,2 МПа (400 кгс/см²) — 0,09 кг. Таким образом, суммар-

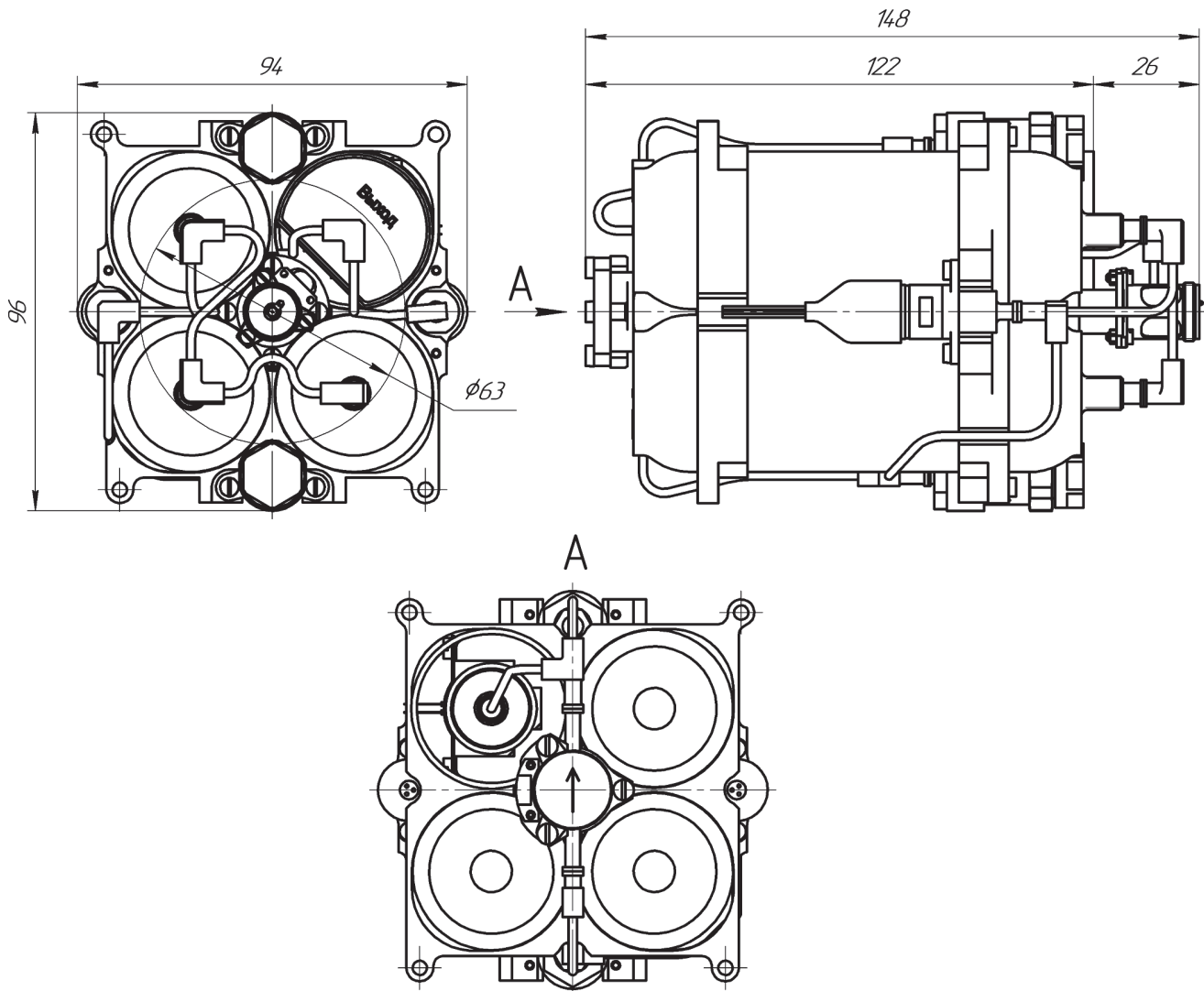


Рис. 13. Габаритные размеры газовой двигательной установки

ный импульс тяги газовой двигательной установки составит не менее 65 Н·с. При массе космического аппарата или наноспутника 5 кг изменение характеристической скорости составит 12,5 м/с.

Выводы

В результате представленной работы разработан практический вариант малогабаритной газовой двигательной установки на сжатом азоте, предназначенной для выдачи импульсов для перехода наноспутника с орбиты выведения на рабочую орбиту, для поддержания требуемой орбиты наноспутника в течение заданного срока активного существования и для схода наноспутника с орбиты.

Суммарный импульс тяги разработанной двигательной установки составит не менее 65 Н·с с тягой от 98 до 196 мН, при этом общие размеры

системы не превышают формат CubeSat 1,5U, а общая масса — не более 2 кг.

При массе космического аппарата или наноспутника 5 кг изменение характеристической скорости составит 12,5 м/с.

Пиковое энергопотребление разработанной двигательной установки составит не более 10 Вт.

В процессе выполнения работы были разработаны следующие элементы пневматической системы двигательной установки:

- клапан пусковой с запорным элементом из материала с памятью формы взамен пироклапанов;
- клапан управляющий высокого давления с уменьшенным энергопотреблением на 3,1 Вт, что составляет около 30 % от пикового энергопотребления установки;
- малогабаритное заправочное устройство взамен относительно крупногабаритных горловин массой не более 0,048 кг.

Библиографический список

1. *Kulu E.* Nanosats Database. URL: <https://www.nanosats.eu>
2. *Ермошкин Ю.М.* Области рационального применения электрореактивных двигательных установок на космических аппаратах прикладного назначения // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнёва. 2011. № 2(35). С. 109–113.
3. *Рыжков В.В., Сулинов А.В.* Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17. № 4. С. 115–128. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128
4. *Brown C.D.* Spacecraft propulsion. — Education Series edition. — Reston, United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996. — 224 p.
5. *Larsson W.J., Wertz J.R.* Space Mission Analysis and Design. — 3rd Edition. — London: Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 1999. — 969 p.
6. *Anis A.* Design & development of cold gas propulsion system for Pakistan Remote Sensing Satellite (PRSS) // 2nd International Conference on Advances in Space Technologies (29–30 November 2008; Islamabad, Pakistan). 2008. Vol. 2, pp. 49–53. DOI: 10.1109/ICAST.2008.4747685
7. *Anis A.* Cold Gas Propulsion System — An Ideal Choice for Remote Sensing Small Satellites // Escalante-Ramirez B. Remote Sensing: Advanced Techniques and Platforms. — IntechOpen, 2012, pp. 447–462. DOI: 10.5772/37149
8. *Zaberchik M., Lev D.R., Edlerman E., Kaidar A.* Fabrication and Testing of the Cold Gas Propulsion System Flight Unit for the Adelis-SAMSON Nano-Satellites // Aerospace. 2019. Vol. 6. No. 8, p. 91. DOI: 10.3390/aerospace6080091
9. *Lev D.R., Herscovitz J., Zuckerman Z.* Cold Gas Propulsion System Conceptual Design for the SAMSON NanoSatellite // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (28–30 July 2014; Cleveland, OH, USA). DOI: 10.2514/6.2014-3759
10. *Lev D.R., Herscovitz J., Kariv D., Mizrachi I.* Heated Gas Propulsion System Conceptual Design for the SAMSON Nano-Satellite // Journal of Small Satellites (JoSS). 2017. Vol. 6. No. 1, pp. 551–564. URL: <https://jossonline.com/joss-vol-06-no-01-may-2017>
11. *Underwood C.I., Richardson G., Savignol J.* In-orbit results from the SNAP-1 nanosatellite and its future potential // Philosophical Transactions of the Royal Society. A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 2003. Vol. 361. No. 1802, pp. 199–203. DOI: 10.1098/rsta.2002.1123
12. *Gibbon D.* A Review of the use of butane as a low cost propellant // Space Propulsion (3–6 May 2010; San Sebastian, Spain), p. 11.
13. *Tummala A.R., Dutta A.* An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends // Aerospace. 2017. Vol. 4. No. 4, p. 58. DOI: 10.3390/aerospace4040058
14. *Gibbon D., Ward J., Kay N.* The Design, Development and Testing of a Propulsion System for the SNAP-1 Nanosatellite // AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session I: Existing Missions. SSC00-I-3. 2000. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2000/All2000/3>
15. *Manzoni G., Brama Y.L.* Cubesat Micropropulsion Characterization in Low Earth Orbit // 29th Annual AIAA/USA Conference on Small Satellites (8–13 August 2015; Logan, UT, USA). Technical Session IV: Advanced Technologies I, SSC15-IV-5. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/26>
16. *Ghasemi M., Rezaeiha A.* Flight qualification tests of a cold gas propulsion system for a small satellite // Conference on Propulsion and Power 2012 (1–3 March 2012; Xi'an, China). AJCPP2012-040.
17. *Ghasemi M., Rezaeiha A.* Design and development of a flight-model cold gas propulsion system // 28th International Symposium on Space Technology and Science (5–12 June 2011; Okinawa, Japan). ISTS2011-a-14.
18. *Shimmin R., Schalkwyck J., Perez A.* et al. Small Spacecraft Technology State of the Art. — NASA Ames Research Center, Mission Design Division, NASA/TP-2015-216648/REV1, 2015.
19. *Кульков В.М., Юн С.У., Фирсюк С.О.* Метод управления движением малых космических аппаратов с использованием надувных тормозных устройств для торможения при орбитальном полете до входа в атмосферу // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 3. С. 23–36. DOI: 10.34759/vst-2020-3-23-36
20. *Беляев Н.М., Белик Н.П., Уваров Е.И.* Реактивные системы управления космических летательных аппаратов — М.: Машиностроение, 1979. — 232 с.
21. *Седельников А.В., Танеева А.С., Орлов Д.И.* Формирование проектного облика малого космического аппарата технологического назначения на основе опыта проектирования и эксплуатации космических аппаратов технологического назначения других классов // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 3. С. 84–93. DOI: 10.34759/vst-2020-3-84-93
22. *Климов Ю.М., Самойлов Е.А., Зезин Н.Л.* и др. Детали механизмов авиационной и космической техники: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1996. — 344 с.

GAS PROPULSION CORRECTING UNIT FOR NANOSATELLITES

Prokhorenko I.S.^{1,2}, Katashov A.V.¹, Katashova M.I.¹

¹ Experimental Design Bureau "Fakel",

181, Moskovsky av., Kaliningrad, 236001, Russia

² Immanuel Kant Baltic Federal University (IKBFU),

14, A. Nevskogo str., Kaliningrad, 236041, Russia

e-mail: info@fakel-russia.com

Abstract

The article presents the results of the compact propulsion unit developing for correcting nanosatellites of the CubeSat format based on a low-thrust gas thruster with the weight of no more than 2 kg, the overall size of no more than 1,5U, and peak energy consumption of no more than 10 W. The correcting gas propulsion unit is accomplished in the form of a monoblock. The unit has diminished size and ensures herewith the total thrust impulse of no less than 65 N·s due to application of the compressed Nitrogen with the pressure 35.3–39.2 MPa (360–400 kgf/cm²), with the initial weight of 0.09 kg as a working medium, and composite tanks for its storage with total volume of 0.25 liters. With the satellite weight of about 5 kg the characteristic velocity changing will be 12.5 m/s. In the course of the work, the experimental studies of the unit's constituent parts, namely newly developed low-thrust engine of the electrical storage type, consisting of the chamber with the gas-dynamic nozzle and a small-size low-pressure control valve, start valve and a high-pressure control valve. The thrust of the developed engine is a function of the working gas pressure at the engine inlet. It changes from 0.196 N (20.0 gf) at the pressure of 578.5 kPa (5.9 kgf/cm²) to 0.098 N (10 gf) at the pressure of 313.7 kPa; the thrust specific impulse in the continuous mode is of no less than 687 m/s (70 s) at the working gas temperature of 20°C. Instead of pyro valve A newly developed start valve with shut-off element from the shape memory effect material, which energy consumption is of no more than 5 W was applied in the unit instead of the pyro valve. To adjust the working media in the receiver, the control valve with flow limiter, which limits consumption at working pressures from 14.7 to 39.2 MPa (from 150 to 400 kgs/cm²) is applied. It allowed reducing the valve energy consumption by 3.1 W, and decreasing the unit peak energy consumption by 26%. Instead of large-size filling necks, a filling unit with the weight of no more than 48 g was developed.

Its main elements are a closure (metal-to-metal seal), a check ensuring safe operation of the device

when propellant is being filled and vented, and a plug, which guarantees the the device tightness during operation phase after its tightening to the nominal torque at production phase. As the result of the presented work, a practical prototype of a small-sized gas propulsion system on compressed nitrogen was developed and designed to generate impulses to transfer a nanosatellite from the launching orbit to the target orbit, to maintain the required orbit during a specified nanosatellite lifetime and its exit from orbit.

Keywords: gas propulsion correcting unit, compressed nitrogen, nanosatellite, start valve, fueling device.

References

1. Kulu E. *Nanosats Database*. URL: <https://www.nanosats.eu>
2. Ermoshkin Yu.M. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, 2011, no. 2(35), pp. 109-113.
3. Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroyeniye*, 2018, vol. 17, no. 4, pp. 115-128. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128
4. Brown C.D. *Spacecraft propulsion*. Education Series edition. Reston, United States, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996, 224 p.
5. Larsson W.J., Wertz J.R. *Space Mission Analysis and Design*. 3rd Edition. London, Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 1999, 969 p.
6. Anis A. Design & development of cold gas propulsion system for Pakistan Remote Sensing Satellite (PRSS). *2nd International Conference on Advances in Space Technologies (29-30 November 2008; Islamabad, Pakistan)*, 2008, vol. 2, pp. 49-53. DOI: 10.1109/ICAST.2008.4747685
7. Anis A. *Cold Gas Propulsion System - An Ideal Choice for Remote Sensing Small Satellites*. Escalante-Ramirez B. Remote Sensing: Advanced Techniques and Platforms. IntechOpen, 2012, pp. 447-462. DOI: 10.5772/37149
8. Zaberchik M., Lev D.R., Edlerman E., Kaidar A. Fabrication and Testing of the Cold Gas Propulsion System Flight Unit for the Adelis-SAMSON Nano-Satellites. *Aerospace*, 2019, vol. 6, no. 8, p. 91. DOI: 10.3390/aerospace6080091

9. Lev D.R., Herscovitz J., Zuckerman Z. Cold Gas Propulsion System Conceptual Design for the SAMSON NanoSatellite. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (28–30 July 2014; Cleveland, OH, USA)*. DOI: 10.2514/6.2014-3759
10. Lev D.R., Herscovitz J., Kariv D., Mizrachi I. Heated Gas Propulsion System Conceptual Design for the SAMSON Nano-Satellite. *Journal of Small Satellites (JoSS)*, 2017, vol. 6, no. 1, pp. 551–564. URL: <https://jossonline.com/joss-vol-06-no-01-may-2017>
11. Underwood C.I., Richardson G., Savignol J. In-orbit results from the SNAP-1 nanosatellite and its future potential. *Philosophical Transactions of the Royal Society. A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2003, vol. 361, no. 1802, pp. 199–203. DOI: 10.1098/rsta.2002.1123
12. Gibbon D. A Review of the use of butane as a low cost propellant. *Space Propulsion (3–6 May 2010; San Sebastian, Spain)*, p. 11.
13. Tummala A.R., Dutta A. An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends. *Aerospace*, 2017, vol. 4, no. 4, p. 58. DOI: 10.3390/aerospace4040058
14. Gibbon D., Ward J., Kay N. *The Design, Development and Testing of a Propulsion System for the SNAP-1 Nanosatellite*. *AIAA/USU Conference on Small Satellites. Technical Session I: Existing Missions*. SSC00-I-3, 2000. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2000/All2000/3>
15. Manzoni G., Brama Y.L. Cubesat Micropropulsion Characterization in Low Earth Orbit. *29th Annual AIAA/USA Conference on Small Satellites (8–13 August 2015; Logan, UT, USA)*. Technical Session IV: Advanced Technologies I, SSC15-IV-5. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/26>
16. Ghasemi M., Rezaeiha A. *Flight qualification tests of a cold gas propulsion system for a small satellite*. *Conference on Propulsion and Power 2012 (1-3 March 2012; Xi'an, China)*. AJCPP2012-040.
17. Ghasemi M., Rezaeiha A. Design and development of a flight-model cold gas propulsion system. *28th International Symposium on Space Technology and Science (5-12 June 2011; Okinawa, Japan)*. ISTS2011-a-14.
18. Shimmin R., Schalkwyck J., Perez A. et al. *Small Spacecraft Technology State of the Art*. NASA Ames Research Center, Mission Design Division, NASA/TP-2015-216648/REV1, 2015.
19. Kul'kov V.M., Yoon S.W., Firsyuk S.O. A small spacecraft motion control method employing inflatable braking units for deceleration while orbital flight prior to the atmospheric entry. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 3, pp. 23-36. DOI: 10.34759/vst-2020-3-23-36
20. Belyaev N.M., Belik N.P., Uvarov E.I. *Reaktivnye sistemy upravleniya kosmicheskikh letatel'nykh apparatov (Spacecraft Jet control systems)*, Moscow, Mashinostroenie, 1979, 232 p.
21. Sedel'nikov A.V., Taneeva A.S., Orlov D.I. Forming design layout of a technological purpose small spacecraft based on other class of technological spacecraft design and operation experience. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 3, pp. 84-93. DOI: 10.34759/vst-2020-3-84-93
22. Klimov Yu.M., Samoilov E.A., Zezin N.L. et al. *Detali mekhanizmov aviatsionnoi i kosmicheskoi tekhniki (Parts of aviation and space engineering mechanisms technology)*, Moscow, MAI, 1996, 344 p.