

На правах рукописи



Панкова Ксения Викторовна

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ГАБАРИТНЫХ
УПЛОТНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ В ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ
ЭКСПЛУАТАЦИИ**

Специальность: 2.5.2. Машиноведение

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва, 2026

Работа выполнена в Акционерном обществе «Военно-промышленная корпорация «НПО машиностроения» (АО «ВПК «НПО машиностроения»)

Научный руководитель: **Маслов Александр Иванович**, д.т.н., профессор, заместитель руководителя службы качества по НИОКР Акционерного общества «Военно-промышленная корпорация «НПО машиностроения», г. Реутов

Официальные оппоненты: **Родченко Владимир Викторович**, д.т.н., профессор, профессор кафедры «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Донченко Анатолий Анатольевич, д.т.н., гл. науч. сотр. Федерального государственного казенного учреждения «12-й Центральный научно-исследовательский институт Министерства обороны Российской Федерации», г. Сергиев-Посад

Ведущая организация: Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения», г. Хотьково

Защита состоится « 18 » июня 2026 г. в 14-00 на заседании диссертационного совета 24.2.331.11 в Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, 2-ая Бауманская ул., д. 5, стр. 1.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью учреждения (организации), просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-ая Бауманская ул., д. 5, стр. 1., ученому секретарю совета 24.2.331.11.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на официальном сайте МГТУ им. Н.Э. Баумана www.bmstu.ru.

Автореферат разослан «__» _____ 2026 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
д.т.н., доцент



Ларюшкин Павел Андреевич

Актуальность темы диссертации. Развитие машиностроения и взаимосвязанных с этой отраслью множества образцов техники ставит задачи повышения надежности и эффективности как известных, так и вновь создаваемых изделий. Повсеместное распространение уплотнительных устройств, имеющих, как правило, ответственное назначение, достаточно глубоко изучено, однако специальные уплотнительные устройства, работающие в условиях отличных от нормативных и устанавливаемые на объект с нерегламентируемой конструкцией, требуют детальной проработки, анализа и проведения экспериментальных исследований.

Особую важность имеет совершенствование элементов одной из самых наукоемких и приоритетных направлений развития – ракетно-космической техники. Одним из критичных элементов летательного аппарата является габаритная уплотнительная манжета, устанавливаемая на эквидистантную поверхность летательного аппарата, обеспечивающая минометный старт изделия из транспортно-пускового стакана, которую необходимо проектировать с учетом воздействующих факторов при старте летательного аппарата из транспортно-пускового стакана для эффективного и безаварийного функционирования при заданных рабочих режимах. Габаритная уплотнительная манжета является одним из элементов, определяющим успешность выполнения старта, так как именно она обеспечивает возможность накопления, удержания и распределения стартового давления, являющегося движущей силой летательного аппарата вдоль транспортно-пускового стакана. При этом в процессе модернизации летательного аппарата, и изменения технических требований необходимо уточнение параметров геометрии и материала уплотнительной манжеты с учетом применения современных способов отработки, а также приведения доказательной экспериментальной базы.

Степень разработанности темы исследования. Большой вклад в решение проблемы исследования герметизации и обеспечения минометного старта уплотнительных элементов внесли ученые В.Г. Дегтярь, Ю.С. Соломонов, А.В. Плюснин, М.К. Янгель и др. , исследовавшие вопросы обеспечения старта

летательного аппарата под воздействием избыточного давления. Теоретические основы научного исследования нелинейных материалов и их формостабильности были заложены в трудах Б.Х. Аврущенко, С.П. Ереско, С.Н. Коробейникова и др. Однако комплексный подход к исследованию конструкции и деформации уплотняющей части крупногабаритного летательного аппарата функционирующего в экстремальных условиях не был достаточно освещен.

Задачей исследования является *научное* обоснование оптимизации уплотнительного элемента для обтюрирующего пояса летательного аппарата с учетом новых полимерно-композиционных материалов, которые выбраны для конкретных газодинамических условий.

Целью работы является улучшение формостабильности габаритной уплотнительной манжеты на основе анализа прикладываемых сил и физико-механических характеристик материала для повышения надежности старта летательного аппарата из транспортно-пускового стакана.

Объектом исследования является обтюрирующий пояс стартово-разгонной ступени летательного аппарата.

Предметом исследования являются процессы, проходящие при минометном старте летательного аппарата из транспортно-пускового стакана.

Задачи исследований:

1. Разработка и обоснование конструкции критичного элемента обтюрирующего пояса стартово-разгонной ступени – габаритной уплотнительной манжеты, являющейся элементом обеспечения старта летательного аппарата, при заданных газодинамических условиях;
2. Разработка модели функционирования габаритной уплотнительной манжеты при старте летательного аппарата.
3. Создание стендового оборудования для сравнительных исследований уплотнительного устройства обтюрирующего пояса в заданном диапазоне давлений и температур с целью определения степени герметичности при различных условиях эксплуатации.
4. Экспериментальное подтверждение работоспособности выбранной

конструкции с помощью разработанной программы исследования и стенда.

Область исследования. Основные научные положения диссертационной работы соответствует пунктам 4, 5 паспорта специальности: 2.5.2 Машиноведение: «Повышение точности и достоверности расчетов объектов машиностроения, разработка нормативной базы проектирования, испытания и изготовления объектов машиностроения»; «Методы исследования и оценки технического состояния объектов машиностроения, в том числе на основе компьютерного моделирования».

Научная новизна:

1. Впервые на основе теории осесимметричности получены новые зависимости параметров формостабильности уплотнительных элементов от режимов экстремальных условий эксплуатации, заключающиеся в обеспечении увеличения зоны контакта уплотнительного элемента в виде губок от увеличения динамического воздействия перепада давления и позволившие обеспечить требования формостабильности при экстремальных условиях эксплуатации.

2. Показано, что при различном газодинамическом давлении изменяется напряженно-деформированное состояние полимерно-композиционного материала уплотнительной манжеты в зависимости от модуля упругости.

3. Разработан теоретико-экспериментальный метод испытаний габаритной уплотнительной манжеты с учетом выбора полимерно-композиционного материала, учитывающий потерю формостабильности.

4. На основе теоретических и экспериментальных исследований разработаны математические, методические и программные средства повышения технического контроля с применением метода конечных элементов.

Практическая значимость:

1. Спроектирована новая конструкция уплотнительного устройства, учитывающая потерю формостабильности при эксплуатации, что позволяет на стадии проектирования минимизировать риск отказов изделия;

2. Разработана универсальная экспериментально-теоретическая методика и испытательный стенд для определения герметичности габаритных

уплотнительных манжет с получением новых научно-исследовательских результатов.

Реализация результатов работы:

Предложенная конструкция обтюрирующего пояса с габаритной уплотнительной манжетой, разработанная методика и стенд использованы для изготовления и продления сроков эксплуатации изделий АО «ВПК «НПО машиностроения», что подтверждено соответствующим актом.

Положения выносимые на защиту:

1. Новый подход к конструированию габаритной уплотнительной манжеты обтюрирующего пояса стартово-разгонной ступени летательного аппарата, основанный на анализе основных параметров минометного старта, свойств материала, теории осесимметричности.

2. Новая физико-математическая модель анализа формостабильности габаритной уплотнительной манжеты обтюрирующего пояса стартово-разгонной ступени летательного аппарата.

3. Результаты испытаний габаритной уплотнительной манжеты на разработанном стендовом оборудовании.

Достоверность научных результатов исследований и выводов работы подтверждена компьютерным моделированием аналитических задач и их сопоставлением с экспериментальными данными, испытаниями на экспериментальном стенде, согласованностью полученных результатов с данными аналитических исследований, практическим использованием габаритной уплотнительной манжеты на натурных конструкциях, а также апробацией на научных конференциях.

Апробация результатов работы. Основные положения работы докладывались и обсуждались на XV Общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос». Санкт-Петербург, 2023; VII Научно-технической конференции «Перспективные разработки РКТ». Реутов, 2024.

Публикации: результаты диссертационной работы отражены в 7 научных трудах, в том числе 6 статьях в журналах по Перечню ВАК РФ (общим объемом

1,94 п.л.), включая 2 статьи из перечня ВАК по специальности 2.5.2 Машиноведение и 1 – материалы докладов на научных конференциях.

Объем и структура диссертации. Диссертация состоит из введения, 4 глав, основных результатов и выводов, списка литературы из 91 наименований. Работа изложена на 130 страницах, включая 92 рисунка и 16 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулирована цель и задачи исследований, отмечены научная новизна, практическая значимость и внедрение результатов работы, сформулированы положения, которые выносятся на защиту.

В главе 1 проведен анализ существующих способов старта летательного аппарата с использованием уплотнительных устройств. Выделен старт по «минометной» схеме, обеспечивающий сохранность изделия при многократных подготовках к пуску и последующей отменой пуска, не допускающий повреждения летательного аппарата и носителя. Одной из особенностей выбранного старта является создание достаточной выталкивающей силы, способной привести летательного аппарата в движение вдоль транспортно-пускового стакана без включения двигателей летательного аппарата в случае подводного пуска, либо отложенного включения для дополнительного увеличения скорости ее выхода из транспортно-пускового стакана в случае реализации надводного пуска. Проанализированы конструктивные особенности и найдено оптимальное место расположения обтюрирующего пояса на стартово-разгонной ступени летательного аппарата, создающего достаточный задонный объем для накопления давления от пороховых аккумуляторов давления (далее ПАД) и осуществления продольного движения летательного аппарата вдоль транспортно-пускового стакана в зависимости от габаритов изделия.

Определено, что в независимости от носителя, обтюрирующий пояс в целом, и, в частности уплотнительная манжета, являются одними из основных элементов, позволяющих осуществлять реализацию «поршневого эффекта» старта и движение летательного аппарата вдоль транспортно-пускового стакана.

Определены этапы, влияющие на обеспечение габаритной уплотнительной манжетой старта изделия:

- аккумулярование давления в полости обтюрации между летательным аппаратом и транспортно-пусковым стаканом.
- плавное движение летательного аппарата вдоль направляющей и корпуса транспортно-пускового стакана.
- безударный выход летательного аппарата из транспортно-пускового стакана за счет свойств упругости материала габаритной уплотнительной манжеты на участке среза крышки транспортно-пускового стакана, являющейся последней опорной точкой старта.

В соответствии с заданными циклограммами старта максимальное время от задействия ПАД до выхода изделия из транспортно-пускового стакана составляет 1 сек, при этом необходимо учитывать время, затраченное на предварительный наддув кольцевого зазора между летательным аппаратом и транспортно-пусковым стаканом и коэффициент запаса (рисунок 1).

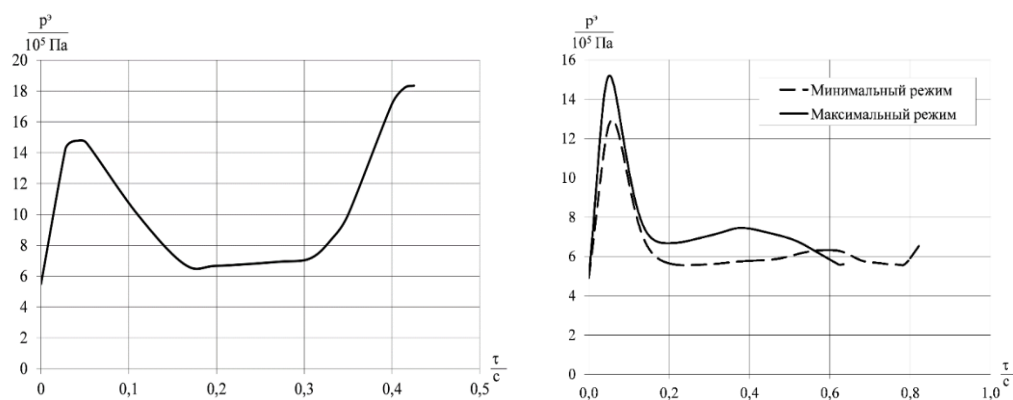


Рис. 1. Изменение давления в ТПС по времени при надводном и подводном старте

С учетом этих факторов, максимальное время обтюрации и требования к герметичности уплотнительного устройства составит 5 сек.

Проведен анализ взаимосвязей габаритной уплотнительной манжеты с составными частями (далее СЧ) летательного аппарата.

В главе 2 рассмотрены основные типы манжетных уплотнений. Выбрана геометрия габаритной уплотнительной манжеты. На основе анализа достоинств и недостатков прототипов определено, что габаритная уплотнительная манжета должна

иметь такие конструктивные элементы как губки с уплотняющими кромками, так как они, в отличие от колец, позволяют создавать в уплотнениях меньшее трение при больших смещениях, а также способствуют увеличению зоны контакта габаритной уплотнительной манжеты и ТПС при динамическом воздействии перепада давлений.

На основании известных методов теории осесимметричности по нахождению угла отклонения сужающейся кромки (φ) манжеты выполнен параметрический анализ необходимых размерных соотношений геометрии уплотнительного устройства для получения предварительной конструкции габаритной уплотнительной манжеты согласно формуле 1, рисунок 2.

Проведено исследование упругопластического деформирования габаритной уплотнительной манжеты при контактом воздействии с внутренними стенками транспортно-пускового стакана.

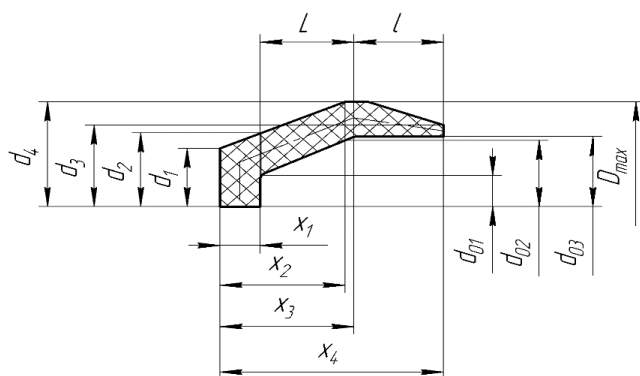


Рис.2. Параметрический эскиз

Выведены универсальные соотношения, позволяющие получить необходимую обтюрацию и удовлетворить условиям старта:

$$D_{max} = 1,01D_{ТПС}, x_1 = (0,01 \dots 0,015)D_{max}, \\ d_4 = (2,8 \dots 3,2)x_1, d_3 = (2 \dots 2,7)x_1, \\ L = (2,0 \dots 2,5)x_1, l = (2,0 \dots 2,5)x_1, d_1 = (1,5 \dots 2,0)x_1.$$

$$\varphi = \frac{M}{EI_3} = \quad (1)$$

$$= \frac{P}{E} \frac{1}{3} \left[(x_2^3 - x_1^3) \ln \frac{y_{2-1}}{y_2} + (x_3^3 - x_2^3) \ln \frac{y_{3-1}}{y_3} + ((x_4^3 - x_3^3) \ln \frac{y_{3-2}}{y_3}) - \right. \\ \left. + y_3(x_4 - x_3) \left(\frac{x_4 + x_3}{2} - z_c \right) \right] - \\ \frac{-(x_2 - x_1) \ln \frac{y_{2-1}}{y_2} + (x_3 - x_2) \ln \frac{y_{3-1}}{y_3} + (x_4 - x_3) \ln \frac{y_{3-1}}{y_3} z_c^2}{}$$

Для обеспечения герметичности задонного объема и надежного закрепления габаритной уплотнительной манжеты к стартово-разгонной ступени предложена новая конструкция обтюрирующего пояса, изображенная на рисунке 3.

Определены системы и узлы, входящие в состав изделия, конструктивно-технологически связанные с габаритной уплотнительной манжетой, и проходящие через ее тело.

В конструкции уплотнительного элемента предусмотрено наличие пазов и размещение тяг газовых рулей (далее ГР) летательного аппарата.

Рассмотрен процесс обеспечения герметизации задонного объема исследуемым элементом.

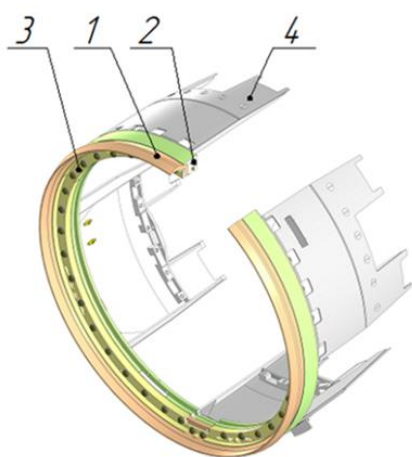


Рис. 3. Конструкция обтюрирующего пояса.

1 – уплотнительная манжета; 2 – опора внешняя; 3 – опора внутренняя; 4 – обтекатель

Составные части обтюрирующего пояса, с учетом его расположения, обеспечивают герметизацию задонного объема за счет:

- создания контактного уплотнения в паре уплотнительная манжета – транспортно-пусковой стакан;
- выбора упругопластического материала для уплотнительной манжеты;
- обеспечения жестко закрепленной посадочной поверхности уплотнительной манжеты введением внутренних и внешних опор.

Исходя из вышеизложенного на геометрию габаритной уплотнительной манжеты, кроме конфигурации присоединительных элементов и транспортно-пускового стакана, влияет выбор материала с необходимыми физико-механическими свойствами, создающими контактное критическое напряжение в местах уплотнительного узла. Чем больше зазор между габаритной уплотнительной манжетой и поверхностями присоединительных элементов, тем большие деформации необходимо создать для обеспечения герметичности.

Проанализированы образцы материала, используемого для других компонентов и деталей ЛА за 5 лет и определены наиболее доступные и надежные материалы по механическим свойствам (предел прочности, относительное удлинение при разрыве, относительная остаточная деформация после разрыва, твердость по Шору) – ИРП-2025

и ИРП-3012.

Для оценки достоверности предложенной геометрии габаритной уплотнительной манжеты предложена методика расчёта напряженно-деформированного состояния габаритной уплотнительной манжеты с использованием пакета ANSYS.

На рисунке 4 представлена расчетная модель габаритной уплотнительной манжеты при минометном старте.

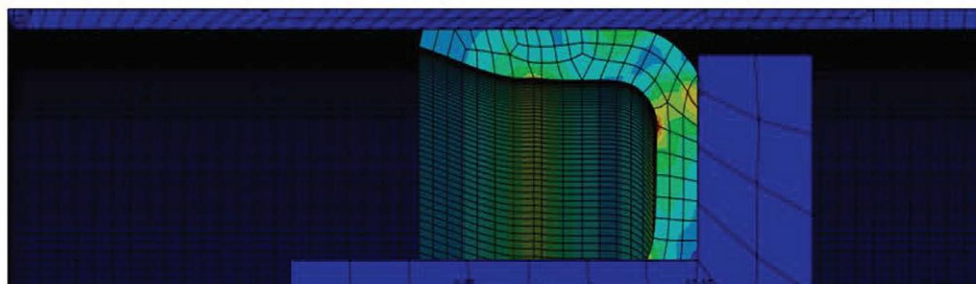
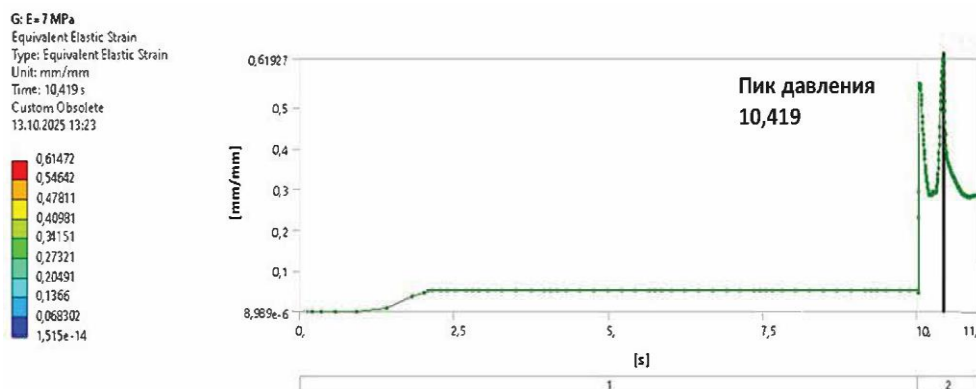


Рис. 4. Визуализация эквивалентных деформаций габаритной уплотнительной манжеты в момент максимального давления на шаге наддува

Было выполнено моделирование нелинейной задачи исследования напряженно-деформированного состояния габаритной уплотнительной манжеты обтюрирующего пояса изделия, движущегося в транспортно-пусковом стакане под действием приложенных к нему сил давления от ПАД.

Определены расчетные осевые реакции сил по времени при движении летательного в транспортно-пусковом стакане для различных модулей упругости согласно рисунку 5.

Найдены зависимости максимального значения контактного давления от значения модуля упругости согласно рисунку 6.

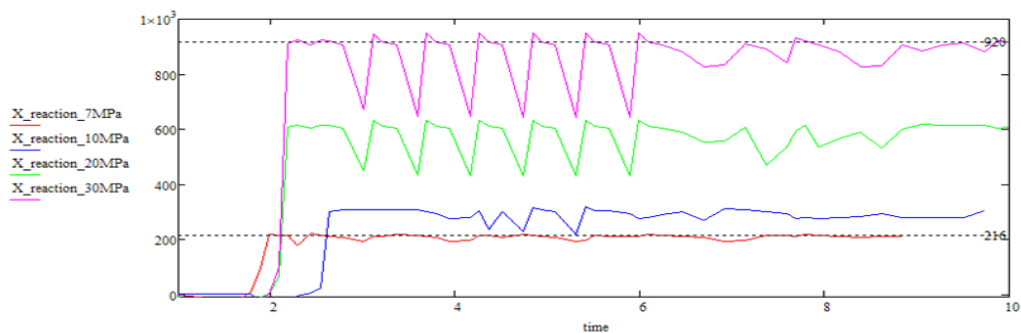


Рис. 5. Расчетные осевые реакции сил в ходе движения при разных модулях упругости

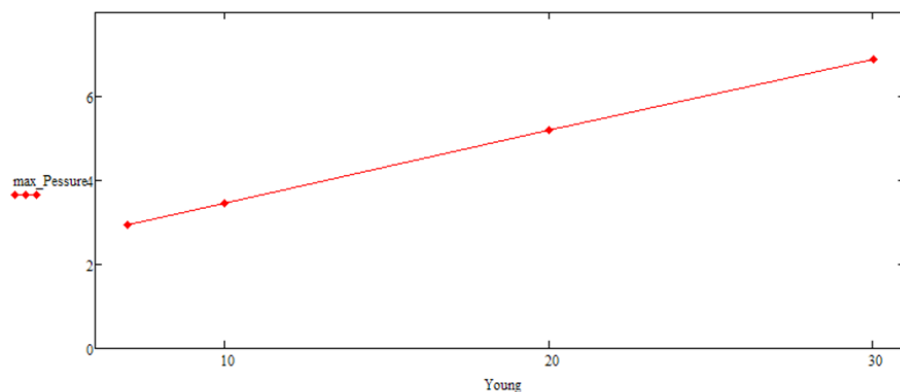


Рис.6. Зависимость максимального значения контактного давления в пике надува от значения модуля упругости манжеты

При анализе напряженно-деформированного состояния габаритной уплотнительной манжеты под действием осевой нагрузки при движении изделия в транспортно-пусковом стакане и сил давления от ПАД подтверждена оптимальная конструкция уплотнительного элемента с умеренным значением концентраций напряжений, обеспечивающая продольную и поперечную устойчивость при расположении на летательном аппарате и в транспортно-пусковом стакане, необходимая для выполнения геометрией изделия специфических свойств.

В главе 3 приведены необходимые испытания для подтверждения работоспособности обтюрирующего пояса с габаритной уплотнительной манжетой в составе изделия. Разработана универсальная программа и методика испытаний.

Определены цели и задачи испытаний:

- подтверждение работоспособности габаритной уплотнительной манжеты в составе обтюрирующего пояса при эксплуатации изделия;

- уточнение характеристик габаритной уплотнительной манжеты, использующихся при расчетах и проектировании.

Определена СЧ, элементы которой проходят через уплотнительный элемент и влияют на параметр герметичности – система наддува транспортно-пускового стакана, а именно гребенки системы наддува.

В результате обобщения всех условий эксплуатации сформулирована программа и методика проведения испытаний, а также необходимые последовательные операции, проводимые на испытательном стенде:

- испытания на герметичность при нормальных климатических условиях (далее НКУ), угле отклонения обтюратора 0 °, давлении 1 МПа, 2 МПа;

- испытания на герметичность при температуре 0 °, угле отклонения обтюратора 0 °, давлении 1 МПа, 2 МПа;

- испытания на герметичность при НКУ, угле отклонения обтюратора 2,5 °, давлении 1 МПа, 2 МПа;

- испытания на герметичность при температуре 0 °, угле отклонения обтюратора 2,5 °, давлении 1 МПа, 2 МПа;

- ускоренные испытания на хранение;

- испытания на герметичность при НКУ, угле отклонения обтюрирующего пояса 0 °, давлении 1 МПа, 2 МПа;

- определение герметичности уплотнительной манжеты обтюрирующего пояса при выходе изделия из ТПС при давлении 1 МПа, 2 МПа;

- определение величины утечки через гребенку системы наддува при давлении в 1 МПа.

Разработанная методика исследовательских испытаний уплотнительной манжеты в составе обтюратора отличается от существующих методик следующим:

- не требуется наличие опасных источников энергии – ракетный двигатель твердого топлива или газогенераторов;

- эксперименту подвергается не весь летательный аппарат в целом, а только обеспечивающие минометный старт элементы;

- проверка взаимодействия габаритной уплотнительной манжеты с остальными составными частями изделия, так как уплотнительный элемент должен удовлетворять условиям герметичности при продольном движении, исключающим выворачивание элемента и смещение ее на обтюраторе.

На рисунке 7 представлена функциональная схема стенда.

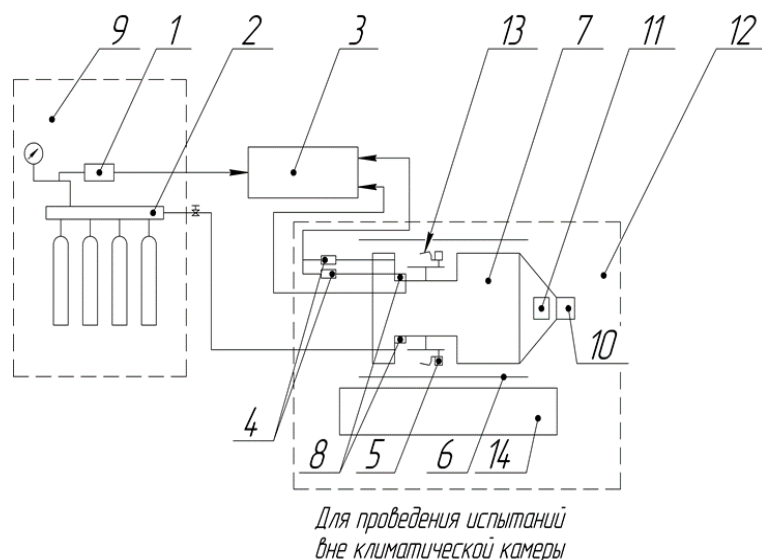


Рис. 7. Функциональная схема стенда: 1 – датчик давления в баллонах; 2 – коллектор баллонов; 3 – универсальная мобильная система измерений (далее УМСИ); 4 – датчики давления на поршне; 5 – имитатор ДУ СРС; 6 – стакан (имитатор ТПС); 7 – поршень; 8 - датчики температуры на поршне; 9 – пневмосистема стенда; 10 – кранбалка; 11 – тензодатчик; 12 – климатическая камера; 13 – уплотнительная манжета; 14 – ложемент; 15 – стол

Процессом испытаний можно управлять с помощью изменений следующих параметров: давления $p_{и}$, подаваемого в полость между поршнем и стаканом (обтюраторная полость), длительность подачи воздуха $\Delta t_{и}$, расстояния между поршнем и верхним торцом стакана $l_{и}$, температуры испытаний $T_{и}$.

В главе 4 на основе спроектированной модели разработана конструкторская документация и изготовлен стенд. Проведены испытания габаритной уплотнительной манжеты обтюраторного пояса на созданном стенде (рисунок 8). Основные результаты испытаний представлены в таблице 1.

На основе результатов проведенных испытаний сделано заключение о предпочтительном использовании в качестве материала габаритной

уплотнительной манжеты марку ИРП-3012, показатели герметичности которого выше ИРП-2025.

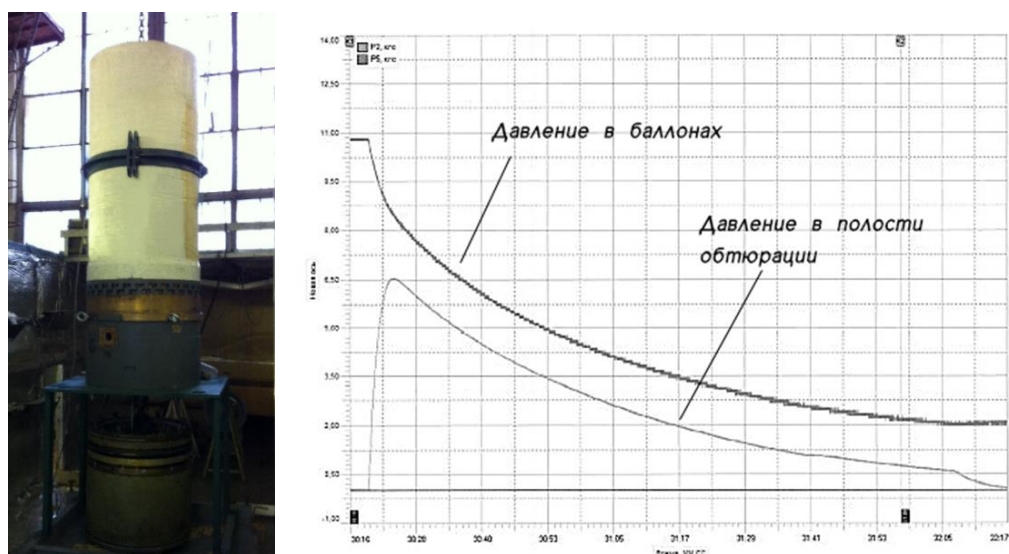


Рис. 8. Фотография созданного стенда, результаты испытаний габаритной уплотнительной манжеты в составе обтюрирующего пояса

Таблица 1 - Основные результаты экспериментальных исследований

Испытания на герметичность при НКУ и угле отклонения 0° при Р = 2 МПа			
ИРП-2025		ИРП-3012	
ΔР, МПа	0,473	ΔР, МПа	0,346
Δt, с	143	Δt, с	120
Испытания на герметичность при температуре 0°С, угле отклонения обтюрирующего пояса 0° при Р = 2 МПа			
ИРП-2025		ИРП-3012	
ΔР, МПа	0,47	ΔР, МПа	0,31
Δt, с	135	Δt, с	82
Испытания на герметичность при НКУ, угле отклонения обтюрирующего пояса 2,5° при Р = 2 МПа			
ИРП-2025		ИРП-3012	
ΔР, МПа	0,47	ΔР, МПа	0,31
Δt, с	96	Δt, с	82
Испытания на герметичность при 0 °С, угле отклонения обтюрирующего пояса 2,5° при Р = 2 МПа			
ИРП-2025		ИРП-3012	
ΔР, МПа	0,473	ΔР, МПа	0,260

Продолжение таблицы 1

Δt , с	148	Δt , с	204
Испытания на герметичность при НКУ, угле отклонения 0° после ускоренных испытаний на хранение при $P = 2$ МПа			
ИРП-2025		ИРП-3012	
ΔP , МПа	0,492	ΔP , МПа	0,502
Δt , с	20	Δt , с	63,68
Испытания на герметичность уплотнительной манжеты обтюрирующего пояса при выходе изделия из транспортно-пускового стакана с одновременной подачи давления $P = 2$ МПа			
ИРП-2025		ИРП-3012	
Δt_1 , с	93	Δt_1 , с	105
Δt_2 , с	86	Δt_2 , с	91
Δt_3 , с	43	Δt_3 , с	52
Определение величины утечки давления через имитатор гребенки системы наддува $= 2$ МПа			
Δt_2 , с	86	Δt_2 , с	91
Δt_3 , с	43	Δt_3 , с	52
ИРП-2025		ИРП-3012	
ΔP , МПа	0,222	ΔP , МПа	0,180
Δt , с	37,9	Δt , с	57,8

Таким образом разработанная конструкция габаритной уплотнительной манжеты из материала ИРП-3012, испытанная на созданном стенде по предложенной методике допущена к эксплуатации в составе стартово-разгонной ступени летательного аппарата.

В заключении приведены основные результаты работы.

Основные результаты и выводы:

1. Анализ условий эксплуатации и применения габаритной уплотнительной манжеты позволил разработать новую конструкцию элемента путем предварительно заданных параметрических соотношений для эскизного проектирования, что

позволило исключить варьирования размерных цепей на этапе имитационного моделирования и экспериментального испытания.

2. Разработана физико-математическая модель функционирования габаритного уплотнительного элемента при различном газодинамическом давлении, отличающаяся учетом изменения модуля упругости в процессе функционирования и нелинейной зависимостью напряжённо-деформированного состояния полимерно-композиционного материала уплотнительного элемента.

3. Впервые на основе теоретических исследований определены зависимости величины зазора между уплотнительным элементом и его физико-механическими характеристиками и поверхностями присоединительных элементов от величины деформации в конструкции обтюрирующего пояса, показавшие, что для обеспечения герметичности с увеличением зазора увеличивается величина деформации.

4. Разработана новая конструкция габаритной уплотнительной манжеты, верифицированная путем численного анализа методом конечных элементов. Полученные значения эквивалентных деформаций подтвердили работоспособность в заданных режимах эксплуатации с запасом прочности относительно нормативной нагрузки в 25%.

5. Разработана и верифицирована программа испытаний, использованная для оценки эффективности работы элемента, а также предложен способ анализа работы и универсальный метод, позволяющие реализовать полную отработку габаритной уплотнительной манжеты обтюрирующего пояса, которые не требуют проведения дорогостоящих натурных испытаний для изучения поведения элемента при длительном хранении и работе при заданных газодинамических условиях.

6. Предложен новый принцип построения стендового оборудования для испытания габаритной уплотнительной манжеты, позволяющий реализовать воспроизведение условий эксплуатации без применения опасных источников энергии. Это позволяет не подвергать эксперименту летательный аппарат в целом, концентрируясь на исследовании габаритной уплотнительной манжеты в составе обтюрирующего пояса, что снижает трудоемкость и затраты на обеспечение эксперимента.

Основные результаты диссертации отражены в следующих работах:

1. Анализ и особенности применения композиционных резиновых материалов для обеспечения старта летательного аппарата из транспортно-пускового стакана / Панкова К.В. [и др.]. Вопросы оборонной техники. Серия №15. Композиционные материалы в машиностроении. 2023. Вып. 1(206). С.46-48. (0,22 п.л./0,18 п.л.).
2. Особенности эксплуатационных факторов уплотняющих внешних резиновых элементов летательного аппарата / Панкова К.В. [и др.]. Вопросы оборонной техники. Серия №15. Композиционные материалы в машиностроении. 2024. Вып. 3(212). С. 80-83. (0,22 п.л./0,2 п.л.).
3. Исследование возможности применения современных полимерных композиционных материалов для элементов конструкций летательного аппарата / Панкова К.В. [и др.]. Вопросы оборонной техники. Серия №15. Композиционные материалы в машиностроении. 2024. Вып. 3(212). С. 13-16. (0,24 п.л./0,2 п.л.);
4. Панкова К.В., Маслов А.И., Лизунов А.А. Особенности разработки уплотнительной манжеты обтюрирующего пояса летательного аппарата // Наука и бизнес: пути развития. 2025. № 6 (168). С.72-78. (0,38 п.л./0,3 п.л.).
5. Разработка стенда для испытания обтюрирующего пояса стартово-разгонной ступени летательного аппарата / Панкова К.В. [и др.]. Вопросы оборонной техники. Серия №15. Композиционные материалы в машиностроении. 2025. Вып 2 (215). С. 73-80. (0,34 п.л./0,3 п.л.).
6. Панкова К.В., Маслов А.И., Лизунов А.А. Анализ функционирования и модель испытаний крупногабаритной уплотнительной манжеты в составе летательного аппарата // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. 2025. №5 (373). С. 60-66. (0,54 п.л./0,5 п.л.).
7. Анализ воздействия старта летательного аппарата из транспортно-пускового стакана на уплотнительный элемент обтюлятора стартово-разгонной ступени / Панкова К.В. [и др.]. Молодежь. Техника. Космос. Труды пятнадцатой общероссийской молодежной научно-технической конференции. Санкт-Петербург, (20-24 марта). 2023. С. 12-14 (0,17 п.л./0,15 п.л.).