

## ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ГРАНУЛИРОВАННОГО ТОПЛИВА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ИЗУЧЕНИЯ ИСТЕЧЕНИЯ СЫПУЧИХ МАТЕРИАЛОВ

© 2025

- А. В. Елькин** аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;  
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;  
[elkinav237@gmail.com](mailto:elkinav237@gmail.com)
- В. И. Малинин** доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;  
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;  
[malininvi@mail.ru](mailto:malininvi@mail.ru)
- Г. А. Доткин** аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;  
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;  
[g.dotkin@gmail.com](mailto:g.dotkin@gmail.com)
- М. Д. Зорин** аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;  
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;  
[macy-1998@mail.ru](mailto:macy-1998@mail.ru)
- М. Ю. Храмов** аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;  
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;  
[hramtsov@mail.ru](mailto:hramtsov@mail.ru)
- Р. Д. Губин** аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;  
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;  
[qwerty.gubin@gmail.com](mailto:qwerty.gubin@gmail.com)

Проведён анализ особенностей проектирования системы подачи гранулированного топлива в камеру сгорания ракетного двигателя и сформулированы требования к ней. Рассмотрен ближайший аналог – система подачи порошка алюминия реактивного двигателя. Данная система подачи обеспечивает критический режим истечения порошково-газовой среды, при котором процессы, происходящие в камере сгорания, не влияют на подачу гранулированного топлива. Перечислены недостатки данной системы подачи при условии её применения в двигателе на гранулированном топливе. Разработана принципиальная схема двигателя, а также узел регулирования системы подачи топлива в составе двигательной установки, полностью удовлетворяющий сформулированным требованиям. Проведено проектирование экспериментальной установки изучения истечения порошково-газовой среды (гранулы и газ), подробно описана работа установки и приведена схема конструкции, в частности, бак с топливом и узел управления расходом. Некоторые конструктивные решения, применяемые в экспериментальной установке, могут быть в дальнейшем использованы в конструкции реального ракетного двигателя. На основе имеющихся в литературе теоретических и экспериментальных данных сформулированы задачи, решаемые на разработанной установке: получение расходных и скоростных характеристик критического истечения порошково-газовой среды в зависимости давления перед выпускным отверстием.

*Ракетный двигатель; гранулированное топливо; система подачи; узел управления расходом; экспериментальная установка; критическое истечение; расходные характеристики; скоростные характеристики; псевдооживление; газопроницаемый поршень*

---

**Цитирование:** Елькин А.В., Малинин В.И., Доткин Г.А., Зорин М.Д., Храмов М.Ю., Губин Р.Д. Особенности конструкции системы подачи гранулированного топлива и экспериментальной установки изучения истечения сыпучих материалов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 102-113. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-102-113

## Введение

Актуальной задачей ракетно-космического направления является очистка околоземного пространства от космического мусора (КМ), который представляет серьёзную угрозу действующим космическим объектам. Для нового космического аппарата-буксира (КА-буксира) в качестве маршевого двигателя предлагается использовать ракетный двигатель на гранулированном топливе (РДГТ) вместо классических жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ). РДГТ обладает энергетическими характеристиками, аналогичными ЖРДМТ, способен к многократному перезапуску, при этом его топливо экологически безопасно и обладает более высокими эксплуатационными свойствами [1]. Также возможно применение гранулированного топлива (ГТ) в прямоточных воздушно-реактивных двигателях [2; 3] и ракетно-прямоточных двигателях [4; 5].

Общая концепция ГТ – гранула представляет из себя частицу окислителя, покрытую защитной оболочкой и антифрикционным покрытием. При этом существует несколько частных концепций (рис. 1):

1. Окислитель (например, перхлорат аммония (ПХА)) покрывается полимерной горючей оболочкой (каучук ПДИ-1 или полибутадиен НТРВ) и антифрикционным покрытием (фторопласт) [6].

2. Энергоёмкий окислитель (например, октоген НМХ или гексанитрогексаазаизовюрцитан СL-20) покрывается окислительной оболочкой, снижающей взрыво- и пожароопасность (ПХА), и антифрикционным покрытием (фторопласт) [7; 8].

3. Высокоэнтальпийный энергоёмкий носитель (например, фуразанотетразиндиоксид FTDO или тетразино-тетразин 1,3,6,8-тетраоксид ТТТО) покрывается защитной оболочкой (ПДИ-1) и антифрикционным покрытием (фторопласт).



Рис. 1. Частные концепции гранулированного топлива

В вышеперечисленных концепциях защитная оболочка препятствует предварительному воспламенению и горению гранул.

Из рис. 1 видно, что гранула объединяет в себе компоненты с окислительными и горючими компонентами, что является существенным преимуществом, так как для такого топлива необходим только один бак, это упрощает конструкцию всей двигательной установки. Кроме того, исчезает потребность смешивания потоков окислителя и горючего.

Реализация РДГТ зависит от решения вопросов, связанных с организацией эффективной подачи ГТ в камеру сгорания (КС). Для этого необходимо провести серию экспериментов по исследованию процессов истечения ГТ.

Цель работы – проектирование системы подачи гранулированного топлива, при работе которой являлось бы возможным исследовать процессы истечения и их зависимость от параметров установки. При этом необходимо решить следующие задачи:

1. Сформировать требования к системе подачи ГТ для РДГТ.
2. Выбрать конструктивные особенности системы подачи, позволяющие удовлетворить сформированным требованиям.
3. Выбрать аналог системы подачи порошковых материалов и аналог узла управления расходом.
4. Разработать экспериментальную систему подачи, используемую для исследования процессов истечения ГТ.
5. Сформировать задачи, решаемые экспериментальной установкой на основе теоретических данных.

### **Требования к системе подачи гранулированного топлива в ракетном двигателе на гранулированном топливе**

Требования, предъявляемые к системе подачи ГТ, сформированы с учётом как эффективной, так и безопасной работы данной системы совместно с РДГТ.

1. *Безопасность процесса подачи ГТ.* Система подачи находится в непосредственной близости к КС, обладающей интенсивными тепловыми потоками. Поэтому конструкция должна предусматривать защиту от нагрева как топлива, так и непосредственно узла управления расходом ГТ. В ином случае топливо может воспламениться ещё до попадания в КС, а конструкция системы подачи может лишиться работоспособности.

2. *Осуществление работы как в непрерывном режиме (для перемещения по орбите), так и в импульсном (корректировка орбиты для захвата КМ).* Система подачи должна иметь возможность останавливать и возобновлять процесс подачи топлива в КС для многократного перезапуска.

3. *Организация эффективных процессов подачи ГТ в КС.* Система подачи ГТ должна быть спроектирована таким образом, чтобы гранулы поступали в КС с определённой скоростью (для достижения полноты сгорания частиц) и распределялись по всему объёму.

### **Аналог системы подачи**

Из анализа работ [9 – 12] ближайшим аналогом системы подачи ГТ является система подачи порошка металла [10; 11], которая может использоваться для подачи горючего (алюминий) в КС реактивных двигателей (рис. 2).

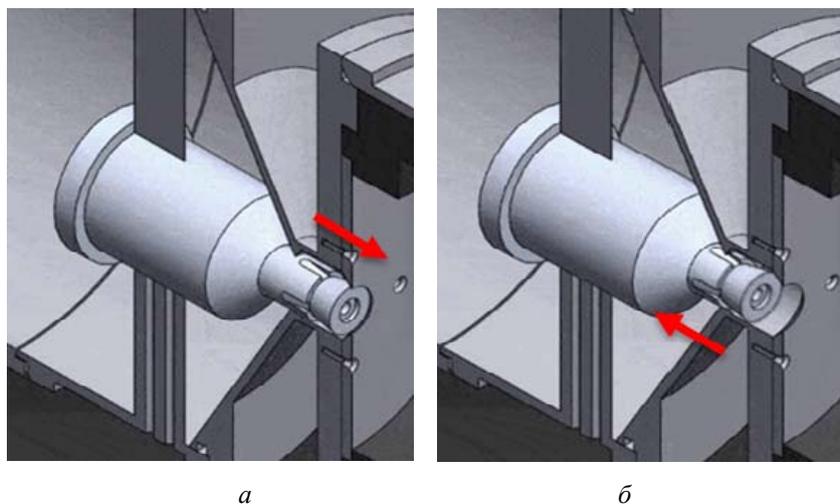


Рис. 2. Запорно-регулирующий клапан системы подачи порошка металла: а – положение насадка «закрыто»; б – положение «открыто»

Её преимущества – низкий расход ожигающего газа (менее 2% от массового расхода топлива [10]), возможность многократного включения-выключения, обеспечение критического истечения смеси зернистого материала и ожигающего газа (двухфазной среды).

При критическом истечении процессы, происходящие в КС, не влияют на процессы истечения в системе подачи. Иными словами, режим критического истечения вносит свой вклад в удовлетворение первого требования, предъявляемого к системе подачи ГТ для РДГТ.

Отличительным элементом конструкции является регулирующее устройство (рис. 3). В системе подачи порошка алюминия используется запорно-регулирующий клапан, насадок которого перемещается в осевом направлении, открывая и закрывая проходное сечение, чем достигается возможность многократного перезапуска.

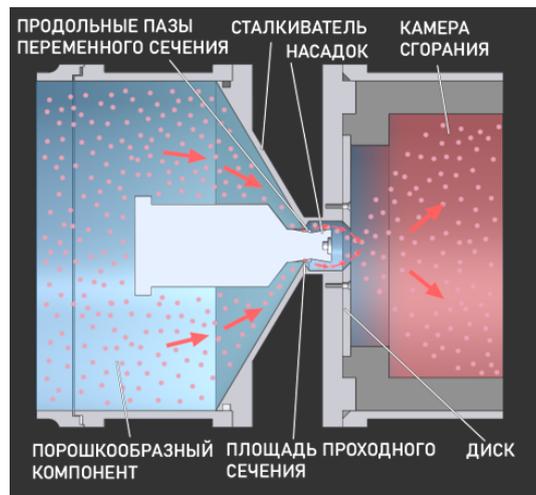


Рис. 3. Организация процессов истечения в узле управления расходом в системе подачи порошка металла

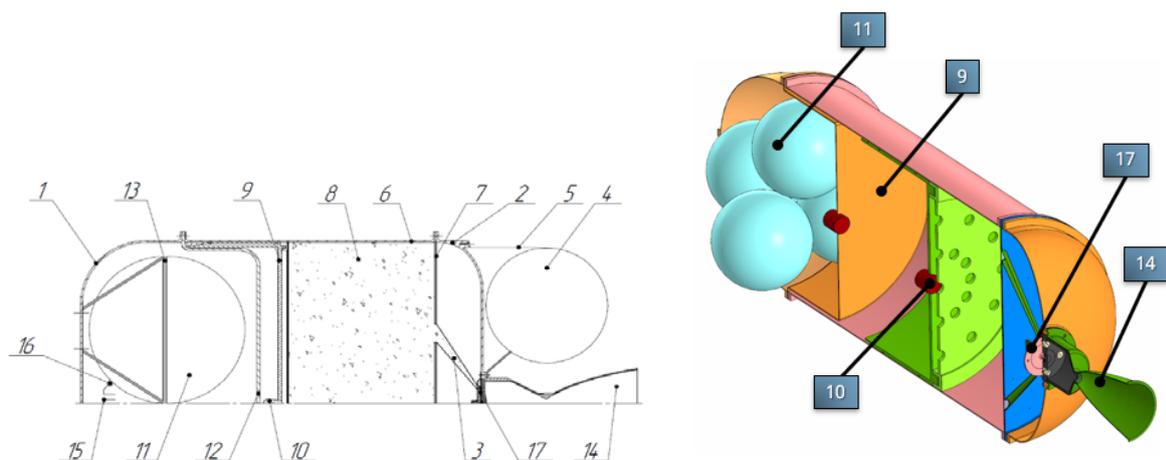
Насадок клапана располагается в узле, называемом «сталкиватель», он обеспечивает соударение частиц, замедляя при этом потоки топлива. Помимо того, что в этой области отсутствует критический режим истечения, интенсивные тепловые потоки нагревают конструкцию до высоких температур, вследствие чего частицы алюминия расплавляются и могут налипать на поверхность насадка – конструкция может потерять работоспособность. Этот недостаток узла имеет место и при применении ГТ.

Ещё одним недостатком данной конструкции является то, что в ней не предусмотрена защита бака с топливом от тепловых потоков КС. Это не является существенным недостатком при использовании в качестве горючего порошка алюминия, так как он не содержит в своем составе окислитель и не может воспламениться в баке при нагреве, однако это проблема при использовании ГТ: оно пожаро- и взрывоопасно, так как частицы содержат в себе и горючее, и окислитель. Таким образом, применение ГТ в данной системе подачи невозможно.

### Принципиальная схема ракетного двигателя на гранулированном топливе

На рис. 4 представлена принципиальная схема РДГТ, в котором предполагается применение системы подачи ГТ. Как и аналог, конструкция имеет следующие ключевые узлы: бак с топливом, источник газа для псевдоожигения ГТ и газопроницаемый пор-

шень, который формирует плоскую поверхность торца навески ГТ и предотвращает образование локальных пустот и разрывов. Между баком и источником газа есть редуктор для обеспечения стабилизации давления в баке.



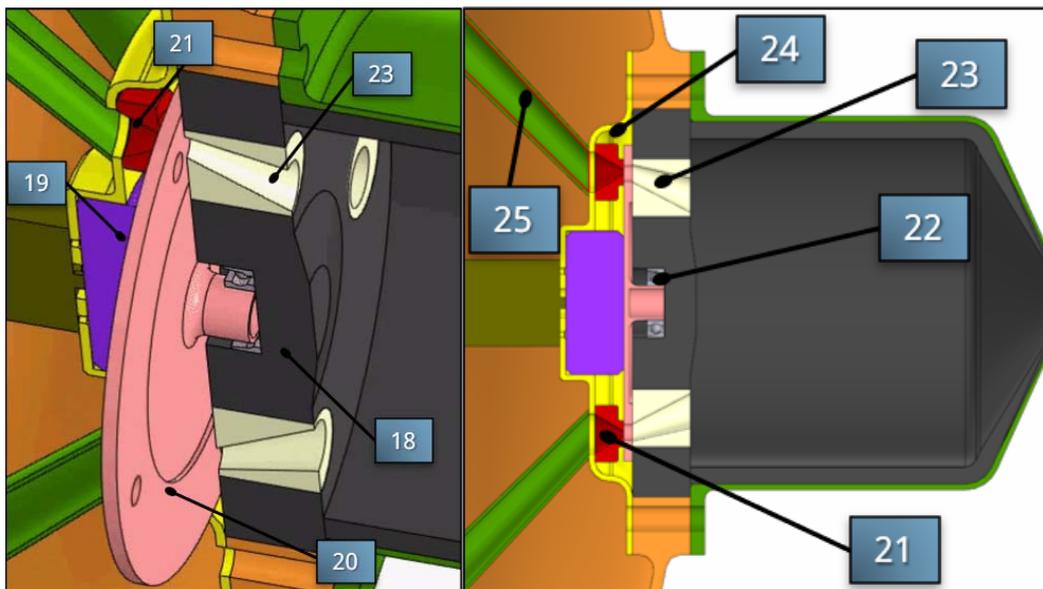
*Рис. 4. Конструктивно-компоновочная схема*

*системы подачи гранулированного топлива ракетного двигателя:*

1 – переднее днище; 2 – заднее днище; 3 – канал подачи топлива; 4 – баллон (топливо для двигателей ориентации / воспламенителя); 5 – рама; 6 – обечайка; 7 – стенка газопроницаемая; 8 – гранулированное топливо; 9 – поршень газопроницаемый; 10 – перепускной клапан; 11 – баллоны с инертным газом; 12 – стакан; 13 – рама; 14 – ракетный двигатель; 15 – трубопровод; 16 – клапан; 17 – узел управления расходом

### **Узел управления расходом системы подачи гранулированного топлива**

Для подачи гранул в КС предполагается использование регулятора (рис. 5), аналогичного регулятору расхода продуктов газогенерации с электроприводом, который применяется в ракетно-прямоточных двигателях на твёрдом топливе [13].



*Рис. 5. Схема узла регулирования системы подачи:*

18 – теплозащитное покрытие; 19 – привод; 20 – диск поворотный; 21 – форсунка; 22 – подшипник; 23 – вкладыши износостойкий; 24 – корпус; 25 – канал

Заслонка регулятора (поворотный диск) вращается в плоскости, перпендикулярной продольной оси двигателя, открывая или закрывая выходные отверстия, которые в нормальном состоянии закрыты. Топливо вместе с оживающим газом истекает через отверстия в КС. Таким образом, заслонка обеспечивает работу двигателя как в импульсном, так и в непрерывном режимах, тем самым удовлетворяя второму требованию, предъявляемому к системе подачи ГТ для РДГТ.

В КС РДГТ за заслонкой регулятора имеется слой теплозащитного покрытия (ТЗП). Для обеспечения надёжной теплозащиты ГТ в баке от тепловых потоков из КС и поддержания его температуры ниже температуры термического разложения между КС и баком целесообразно к ТЗП вводить дополнительный газовый слой. Подобная схема тепловой защиты используется для комбинированных ракетных двигателей, в которых необходимо защитить заряд твёрдого топлива от аэродинамического нагрева и, исходя из эксплуатационных требований, помимо слоя ТЗП, вводится дополнительный воздушный слой. Слой ТЗП и газовая прослойка обеспечивают удовлетворение первому требованию, предъявляемому к системе подачи ГТ для РДГТ.

Для решения задачи столкновения потоков гранул в ТЗП (за заслонкой регулятора) устанавливаются направляющие поток вкладыши, которые изготавливаются из тугоплавкого материала (например, керамики). В канале втулки поток меняет свое направление, после чего он сталкивается с другими потоками, истекающими из остальных вкладышей. После столкновения гранулы тормозятся, а также равномерно распределяются по объёму КС, тем самым удовлетворяя третьему требованию, предъявляемому к системе подачи ГТ для РДГТ.

### Экспериментальная установка

На рис. 6 представлена схема разработанной экспериментальной установки, предназначенной для изучения процессов, происходящих в системе подачи ГТ. Она состоит из баллона с инертным газом (гелий, азот) высокого давления, бака с поршнем, порошком и устройством управления расходом (УУР), приёмной ёмкости, запорно-регулирующей арматуры и аппаратно-программного комплекса (АПК), в который входят системы измерения, управления и обработки результатов.

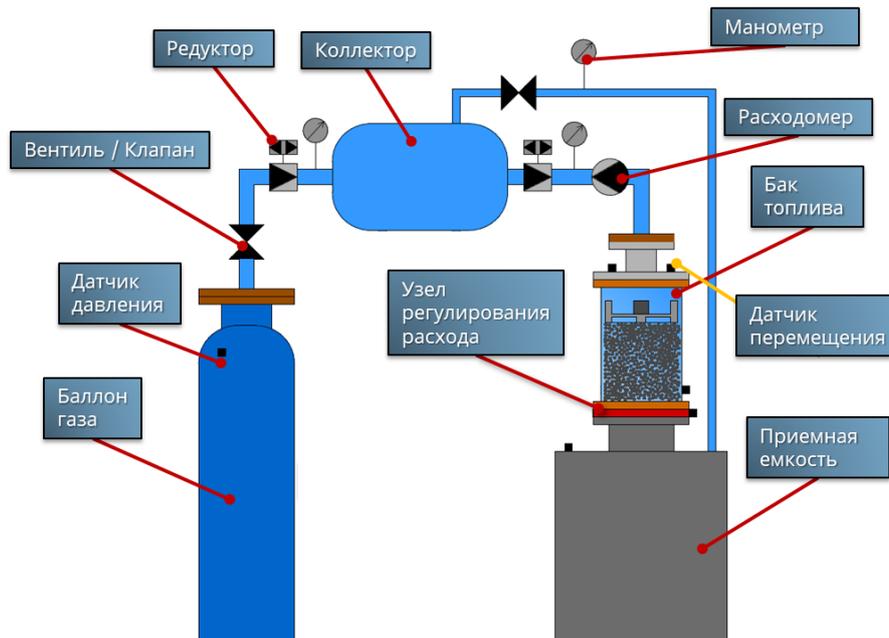


Рис. 6. Принципиальная схема экспериментальной установки

Принцип действия экспериментальной установки: из баллона с инертным газом высокого давления через редуктор давления и расходомер по магистрали инертный газ подаётся в коллектор; из коллектора газ поступает в топливный бак с порошковым материалом; в нём через поршень с редуктором давления происходит насыщение газом порошка; после уплотнения порошкового материала (путём вибрационного воздействия на бак) подаётся команда на открытие отверстия регулятора расхода, расположенного между топливным баком и приёмной ёмкостью; истечение порошка происходит в приёмную ёмкость, в которой предварительно создаётся давление определённого уровня путём подачи газа через магистраль из коллектора.

### Особенности конструктивного исполнения экспериментальной системы подачи

На рис. 7 представлена 3D-модель топливного бака системы подачи с узлом управления расходом.

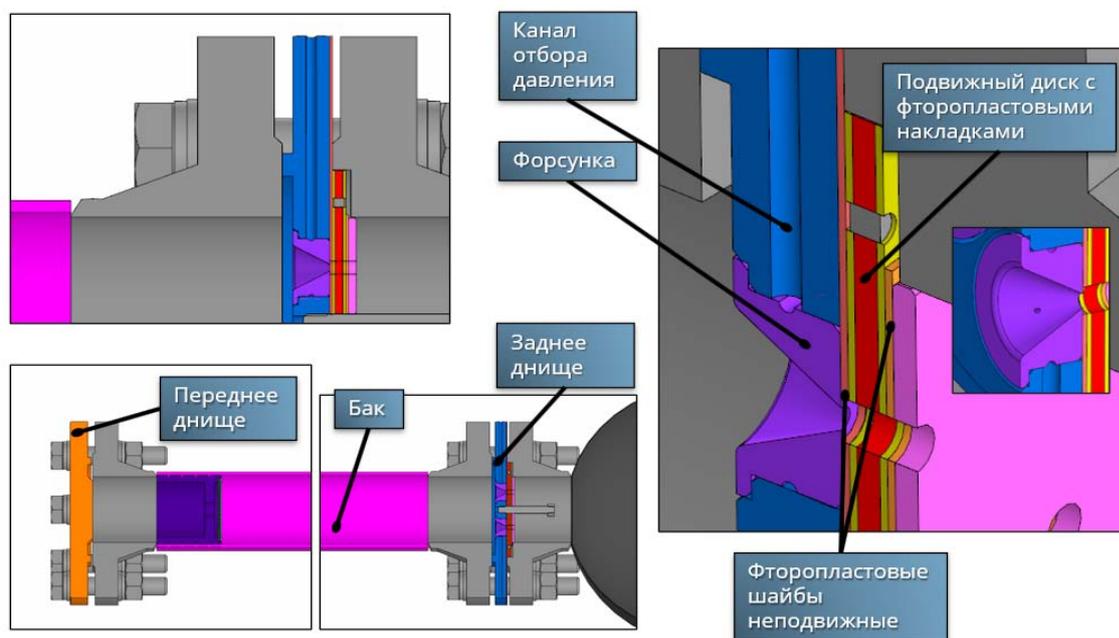


Рис. 7. Топливный бак системы подачи с узлом управления расходом

В модели используются следующие конструктивные решения:

1. Топливный бак имеет переднее и заднее днища. Через переднее днище осуществляется подача газа, а также в его области располагаются измерительные датчики – датчик давления, датчик перемещения поршня. В заднем днище располагаются форсунки, через которые истекает порошково-газовая среда, а также от них происходит отбор газа на датчик измерения давления перед выходным отверстием форсунки.

2. Газопроницаемый поршень представляет собой цилиндр, в котором располагается перепускной клапан, он создает необходимый перепад давления для того, чтобы поршень двигался к форсункам. В поршень устанавливается решётка, через которую проходит газ. Чтобы порошок не попадал в область за поршень, в нем предусмотрен набор сеток.

3. Топливный бак через заднюю крышку стыкуется с приёмной ёмкостью через фланец, в котором располагается основной элемент УУР – поворотный диск. Для сни-

жения трения на все соприкасающиеся поверхности накладываются диски из фторопласта.

4. В экспериментальной установке поворотный диск приводится во вращение газовым приводом, который соединяется с диском через шток с кривошипом, проходящим через паз во фланце приёмной ёмкости.

Принятые конструктивные решения для экспериментальной установки могут использоваться для реального образца системы подачи ГТ при успешной их отработке в составе установки.



*Рис. 8. Внешний вид экспериментальной установки*

В настоящее время экспериментальная установка собрана, проводятся пусконаладочные работы для обеспечения герметичности узлов и достоверности измерений параметров. Внешний вид установки представлен на рис. 8.

### **Теоретические основы экспериментов**

Из теоретических положений следует, что расходные и скоростные характеристики в большой степени зависят от геометрии форсунки и перепада давления между выходным и начальным сечениями [14; 15].

В работах [14; 15] представлены результаты экспериментов с алюминиевыми порошками марки АСД, проведенных на установке с системой подачи-аналогом. Однако эти сведения нельзя использовать для описания истечения ГТ, так как:

1. Порошок ГТ имеет отличную от порошков АСД плотность.
2. Порошок ГТ имеет отличные от порошков АСД свойства поверхности и форму (форма частицы будет отличаться от сферической).
3. Геометрия канала форсунки отличается вследствие использования другого регулирующего устройства.

В связи с этими отличиями есть основания полагать, что результаты экспериментов будут также отличаться, поэтому необходимо получить зависимости для ГТ, подобные зависимостям для порошков АСД.

По-видимому, на параметры потока сильное влияние оказывает начальное давление, геометрия канала форсунки (входной и выходной диаметры, угол сужения канала) и степень порозности ГТ (доля пустот в общем объёме порошка).

### **Задачи экспериментальной установки**

Во-первых, ставится задача получения зависимости критического отношения давлений при истечении порошково-газовой среды из форсунки в зависимости от давления перед её входным отверстием.

Во-вторых, решается задача получения расходных характеристик при критическом истечении порошково-газовой среды, а именно зависимость расходов газа и порошкового материала от давления перед выпускным отверстием. Такие зависимости получаются для каждой из форсунок, которые имеют разные диаметры выпускного отверстия.

Далее получают расходные характеристики в зависимости от геометрии форсунки (в частности, от угла в канале).

### **Заключение**

Таким образом, осуществлено проектирование экспериментальной установки по изучению истечения сыпучих материалов в системе подачи для ракетного двигателя, в частности, наиболее сложного и важного узла установки – узла управления расходом. Проектирование учитывает выдвинутые требования к системе подачи гранулированного топлива.

С учётом требований, предъявляемых к системе подачи гранулированного топлива, и конструктивных требований, позволяющих удовлетворить заданные требования, разработаны конструктивно-компоновочная схема системы подачи гранулированного топлива с ракетным двигателем и экспериментальная система подачи гранулированного топлива. Разработанная установка позволит решать задачи по получению расходных и скоростных характеристик в зависимости от режимных и конструктивных параметров.

Система подачи гранулированного топлива способна осуществлять работу в непрерывном и импульсном режимах при критическом отношении давлений, защищена от возможного воспламенения и взрыва гранулированного топлива. Она обеспечит эффективную работу ракетного двигателя на гранулированном топливе в космосе и может использоваться для других типов энергоустановок.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 24-29-00285, <https://rscf.ru/project/24-29-00285/>.

### **Библиографический список**

1. Елькин А.В. Ракетные двигатели для космических летательных аппаратов на псевдооживленных твёрдых топливах // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13, № 11. С. 509-518. DOI: 10.34759/tpt-2021-13-11-509-518
2. Митрович П.А., Малинин В.И. Анализ требований к твёрдотопливным газогенераторам для систем подачи порошкообразного топлива реактивных двигателей // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2021. № 66. С. 39-46. DOI: 10.15593/2224-9982/2021.66.04

3. Митрович П.А., Малинин В.И. Проектирование маршевой ступени комбинированного прямооточного воздушно-реактивного двигателя на порошкообразном боре // *Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации*. 2019. Т. 2. С. 139-142.
4. Доткин Г.А., Зорин М.Д., Малинин В.И. Анализ возможности применения различных составов гранулированного твёрдого топлива в ракетно-прямоточных двигателях // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. 2023. № 74. С. 39-50. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.74.04
5. Яновский Л.С., Лемперт Д.Б., Разносчиков В.В., Аверьков И.С. Оценка эффективности твёрдых топлив на основе высокоэнтальпийных диспергаторов для ракетно-прямоточных двигателей // *Журнал прикладной химии*. 2019. Т. 92, № 3. С. 322-342. DOI: 10.1134/S0044461819030071
6. Nandagopal S., Mehilal M., Tapaswi M.A., Jawalkar S.N., Radhakrishnan K.K., Bhattacharya B. Effect of coating of ammonium perchlorate with fluorocarbon on ballistic and sensitivity properties of AP/Al/HTPB propellant // *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*. 2009. V. 34, Iss. 6. P. 526-531. DOI: 10.1002/prop.200800032
7. Pivkina A., Muravyev N., Monogarov K., Ostrovsky V., Fomenkov I., Milyokhin Y., Shishov N. Synergistic effect of ammonium perchlorate on HMX: From thermal analysis to combustion // In: «Chemical Rocket Propulsion». Cham: Springer, 2017. P. 365-381. DOI: 10.1007/978-3-319-27748-6\_15
8. Трахтенберг С.И., Сироткин Л.Б., Стряпунина Т.А., Хищенко Л.Л., Ощепкова И.Ф., Бахмутова В.М., Зуев К.В. Способ модификации октогена: патент РФ № 2451650; опубл. 27.05.2012; бюл. № 15.
9. Ягодников Д.А. Воспламенение и горение порошкообразных металлов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 432 с.
10. Малинин В.И., Коломин Е.И., Антипин И.С. Воспламенение и горение аэрозвеси алюминия в реакторе высокотемпературного синтеза порошкообразного оксида алюминия // *Физика горения и взрыва*. 2002. Т. 38, № 5. С. 41-51.
11. Крюков А.Ю. Адаптация внутрикамерных процессов и элементов конструкции энергоустановок на порошковом горючем к технологиям получения ультра- и нанодисперсных материалов. Пермь: Издательство Пермского национального исследовательского политехнического университета, 2012. 236 с.
12. Казанцев М.Ю., Петренко В.И., Малинин В.И. Регулируемая подача порошка металла в камеру воспламенения // *Сборник тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника и высокие технологии» (10-12 апреля 2002 г., Пермь)*. Пермь: Пермский государственный технический университет, 2002. С. 125.
13. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твёрдом топливе: учебник / под ред. В.А. Сорокина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 303 с.
14. Островский Г.М. Пневматический транспорт сыпучих материалов в химической промышленности. Л.: Химия, 1984. 104 с.
15. Обросов А.А., Малинин В.И., Земеров Е.С. Исследование истечения порошка алюминия из струйной форсунки установки синтеза наноксида // *Материалы международной научно-практической конференции «Фундаментальная наука и технологии – перспективные разработки» (22-23 мая 2013 г., Москва)*. Т. 2. М.: Научно-издательский центр «Академический», 2013. С. 117-122.

## DESIGN FEATURES OF A GRANULAR-PROPELLANT SUPPLY SYSTEM AND AN EXPERIMENTAL SETUP FOR ANALYZING BULK MATERIALS OUTFLOW

© 2025

- A. V. Elkin** Postgraduate Student of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;  
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;  
[elkinav237@gmail.com](mailto:elkinav237@gmail.com)
- V. I. Malinin** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;  
Perm National Research Polytechnic University Perm, Russian Federation;  
[malininvi@mail.ru](mailto:malininvi@mail.ru)
- G. A. Dotkin** Postgraduate Student of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;  
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;  
[g.dotkin@gmail.com](mailto:g.dotkin@gmail.com)
- M. D. Zorin** Postgraduate Student of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;  
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;  
[macy-1998@mail.ru](mailto:macy-1998@mail.ru)
- M. Yu. Hramtsov** Postgraduate Student of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;  
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;  
[hramtsov@yandex.ru](mailto:hramtsov@yandex.ru)
- R. D. Gubin** Postgraduate Student of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;  
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;  
[qwerty.gubin@gmail.com](mailto:qwerty.gubin@gmail.com)

An analysis of the design features of a system for supplying granular propellant to the rocket engine combustion chamber was carried out and requirements for this system were formulated. The closest analogue is considered – the aluminum powder supply system of a jet engine. This supply system provides a critical flow mode for the powder-gas medium, at which the processes occurring in the combustion chamber do not affect the granular propellant supply. The disadvantages of this supply system are listed, provided that it is used in a granular-propellant engine. An engine schematic diagram was developed, as well as a control unit for the propellant supply system as part of the propulsion system that fully satisfies the stated requirements. An experimental setup for the powder-gas medium (granules and gas) outflow studying was designed, the operation of the setup was described in detail and a design diagram was given, in particular, a propellant tank and a flow control unit. Some design solutions used in the experimental setup can be subsequently used in the real rocket engine design. Based on the theoretical and experimental data available in the literature, the problems solved using the developed installation are formulated: obtaining flow and velocity characteristics of the critical outflow of a powder-gas medium as a function of the pressure in front of the outlet.

*Rocket engine; granular propellant; supply system; flow control unit; experimental plant; critical outflow; flow characteristics; velocity characteristics; fluidization; gas permeable piston*

---

*Citation:* Elkin A.V., Malinin V.I., Dotkin G.A., Zorin M.D., Hramtsov M.Yu., Gubin R.D. Design features of a granular-propellant supply system and an experimental setup for analyzing bulk materials outflow. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 102-113. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-102-113

### References

1. Elkin A.V. Rocket engines for spacecraft on fluidized solid propellants, their design and thermodynamics. *Thermal Processes in Engineering*. 2021. V. 13, no. 11. P. 509-518. (In Russ.). DOI 10.34759/tpt-2021-13-11-509-518
2. Mitrovich P.A., Malinin V.I. Solid propellant requirement analysis for jet motor powdered fuel supply systems. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2021. No. 66. P. 39-46. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2021.66.04

3. Mitrovich P.A., Malinin V.I. Design of the sustainer stage of a hybrid boron-powder ramjet engine. *Aerokosmicheskaya Tekhnika, Vysokie Tekhnologii i Innovatsii*. 2019. V. 2. P. 139-142. (In Russ.)
4. Dotkin G.A., Zorin M.D., Malinin V.I. Possibility analysis of granular solid propellants various compositions application to scramjets. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2023. No. 74. P. 39-50. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2023.74.04
5. Yanovskii L.S., Raznoschikov V.V., Aver'kov I.S., Lempert D.B. Evaluation of effectiveness of solid fuels based on high enthalpy dispersants for rocket ramjet engines. *Russian Journal of Applied Chemistry*. 2019. V. 92, Iss. 3. P. 367-388. DOI: 10.1134/S1070427219030078
6. Nandagopal S., Mehilal M., Tapaswi M.A., Jawalkar S.N., Radhakrishnan K.K., Bhattacharya B. Effect of coating of ammonium perchlorate with fluorocarbon on ballistic and sensitivity properties of AP/Al/HTPB propellant. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*. 2009. V. 34, Iss. 6. P. 526-531. DOI: 10.1002/prop.200800032
7. Pivkina A., Muravyev N., Monogarov K., Ostrovsky V., Fomenkov I., Milyokhin Y., Shishov N. Synergistic effect of ammonium perchlorate on HMX: From thermal analysis to combustion. In: *«Chemical Rocket Propulsion»*. Cham: Springer, 2017. P. 365-381. DOI: 10.1007/978-3-319-27748-6\_15
8. Trakhtenberg S.I., Sirotkin L.B., Stryapunina T.A., Khimenko L.L., Oshchepkova I.F., Bakhmutova V.M., Zuev K.V. *Sposob modifikatsii oktogena* [Method of octogene modification]. Patent RF, no. 2451650, 2012. (Publ. 27.05.2012, bull. no. 15)
9. Yagodnikov D.A. *Vosplamnenie i gorenie poroshkoobraznykh metallov* [Ignition and combustion of powdered metals]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2009. 432 p.
10. Malinin V.I., Kolomin E.I., Antipin I.S. Ignition and combustion of aluminum-air suspensions in a reactor for high-temperature synthesis of alumina powder. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2002. V. 38, Iss. 5. P. 525-534. DOI: 10.1023/A:1020330316134
11. Kryukov A.Yu. *Adaptatsiya vnutrikamernykh protsessov i elementov konstruksii energoustanovok na poroshkovom goryuchem k tekhnologiyam polucheniya ul'tra- i nanodispersnykh materialov* [Adaptation of intra-chamber processes and design elements of powder fuel power plants to the technologies of production of ultra- and nano-dispersed materials: monograph]. Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2012. 236 p.
12. Kazantsev M.Yu., Petrenko V.I., Malinin V.I. Reguliruemaya podacha poroshka metalla v kameru vosplamneniya. *Sbornik Tezisev Dokladov Vserossiyskoy Nauchno-Tekhnicheskoy konferentsii «Aerokosmicheskaya Tekhnika i Vysokie Tekhnologii» (April, 10-12, 2002, Perm)*. Perm: Perm State Technical University Publ., 2002. P. 125. (In Russ.)
13. *Konstruksiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigateley na tverdom toplive: uchebnyk* [Construction and design of hybrid solid-fuel rocket engines / ed. by V.A. Sorokin]. Moscow: Bauman MSTU Publ., 2012. 303 p.
14. Ostrovskiy G.M. *Pnevmaticheskii transport sypuchikh materialov v khimicheskoy promyshlennosti* [Pneumatic transport of bulk materials in chemical industry]. Leningrad: Khimiya Publ., 1984. 104 p.
15. Obrosov A.A., Malinin V.I., Zemerev E.S. Issledovanie istecheniya poroshka alyuminiya iz struynoy forsunki ustanovki sinteza nanooksida. *Materialy Mezhdunarodnoy Nauchno-prakticheskoy Konferentsii «Fundamental'naya Nauka i Tekhnologii – Perspektivnye Razrabotki» (22-23, May, 2013, Moscow)*. V. 2. Moscow: Nauchno-Izdatel'skiy Tsentr «Akademicheskii» Publ., 2013. P. 117-122. (In Russ.)