

Научная статья  
УДК 623.467.36  
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182934>

## **ПРОЕКТИРОВАНИЕ РЕШЕТЧАТЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ ЗАЩИТЫ УСТРОЙСТВ ОТВОДА БЫСТРОРАЗЪЁМНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ОТ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК ПРИ СТАРТЕ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

**Елизавета Сергеевна Чупина<sup>1</sup>, Мария Михайловна Ярославцева<sup>2✉</sup>, Темирлан Олегович Абдурашидов<sup>3</sup>**

<sup>1,2</sup> Филиал АО «ЦЭНКИ» - НИИСК им. В. П. Бармина,  
Москва, Россия,

<sup>3</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
Москва, Россия,

<sup>1</sup>[2qchupina.yelizaveta@mail.ru](mailto:2qchupina.yelizaveta@mail.ru)

<sup>2</sup>[lostgalaxy74@yandex.ru](mailto:lostgalaxy74@yandex.ru)✉

<sup>3</sup>[rocket37@yandex.ru](mailto:rocket37@yandex.ru)

**Аннотация.** Для защиты конструктивных элементов от набегающего потока, при старте ракеты космического назначения, предлагаются специальные защитные решётки. В данной работе было рассмотрено влияние решёток на изменение параметров газодинамического потока при проходе через ячейки решётки.

Целью работы является выбор конструкции решётки, которая может обеспечить снижение газодинамических нагрузок на оборудование, установленное на

кабель-заправочной башне. В работе представлены варианты конструкции решёток с различным коэффициентом проницаемости.

Проведено численное моделирование с использованием сеточных методов расчета потока. В программе, реализующей численный метод расчёта газового потока, на основе 3D модели, была построена блочно-структурированная сеточная модель, состоящая из прямоугольных элементов. При моделировании рассмотрено несколько расчетных случаев для различных скоростей и температур набегающего потока.

Информация об изменении параметров потока, проходящего через решетку, считывалась на контрольных точках на различных расстояниях от решётки. По результатам проведенных расчетов были получены зависимости потерь давления от режима течения через решётки различной конфигурации. Предложена мостовая конструкция, позволяющая снизить газодинамические нагрузки на быстроразъёмные соединения до допустимых уровней.

Результаты расчета взаимодействия газовых струй с решётчатым настилом являются исходными данными для последующего прочностного анализа решётчатых конструкций.

В работе приводится мультидисциплинарный подход к определению облика конструкции защитной решётки. Рассмотрены вопросы прочности изделия при циклическом газодинамическом воздействии на решётку. Получена диаграмма циклического деформирования элемента решётки при циклическом газодинамическом воздействии.

Используя результаты комплексного моделирования, разработана мостовая рама для защиты разъёмных соединений при помощи ранее предлагаемых решёток. Данная конструкция показывает наилучшую сопротивляемость газодинамическому воздействию, чем сплошной настил. Результаты данной работы могут использоваться при проектировании решётчатых конструкций для защиты любого другого объекта наземной космической инфраструктуры, подверженного газодинамическому воздействию.

**Ключевые слова:** газодинамика, сверхзвуковые струи, численное моделирование, защитные решётки, прочность, конструкция, компьютерное моделирование

**Для цитирования:** Чупина Е.С., Ярославцева М.М., Абдурашидов Т.О. Проектирование решетчатых конструкций для защиты устройств отвода быстроразъёмных соединений от газодинамических нагрузок при старте ракеты космического назначения // Труды МАИ. 2024.№ 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182934>

Original article

## **DESIGN OF LATTICE STRUCTURES TO PROTECT QUICK-RELEASE CONNECTION REMOVAL DEVICES FROM GAS DYNAMIC LOADS DURING LAUNCH OF THE SPACE ROCKET**

**Elizaveta S. Chupina<sup>1</sup>, Maria M. Yaroslavtseva<sup>2✉</sup>, Temirlan O. Abdurashidov<sup>3</sup>**

<sup>1,2</sup>The branch of AO "TSENKI" - NIISK,  
Moscow, Russia,

<sup>3</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University),

Moscow, Russia

<sup>1</sup>[2qchupina.yelizaveta@mail.ru](mailto:2qchupina.yelizaveta@mail.ru)

<sup>2</sup>[lostgalaxy74@yandex.ru](mailto:lostgalaxy74@yandex.ru)✉

<sup>3</sup>[rocket37@yandex.ru](mailto:rocket37@yandex.ru)

**Abstract.** To protect the structural elements from the incoming flow, special protective grating are being proposed at the missile takeoff. The presented article considers the effect of gratings on the gas-dynamic flow parameters changing while its passage through the grating cells.

The purpose of the work consists in selecting a grating design ensuring the gas dynamic loads reduction on the equipment installed on the cable-and-filling tower. The article presents the gratings design options with various permeability coefficients.

The authors performed numerical modeling employing grid flow computing methods. A block-structured model consisted of rectangular elements was built based on the 3D model in a program realizing a numerical method for the gas flow computing. Several computational cases for different velocities and temperatures of the incoming flow were considered while modeling.

Information on the parameters of the flow passing through the grating changes was read off at control points at various distances from the grid. The dependences of pressure losses on the flow mode through the gratings of various design configurations were obtained according to the computational results. The authors proposed a bridge-type structure allowing reducing gas dynamic loads on the quick-disconnect devices to the acceptable levels.

The results of gas jets interaction with the grating flooring computations are the initial data for further strength analysis of the grating structures.

The article presents a multidisciplinary approach to determining layout of the protective grating structure. The issues of the product strength under cyclic gas dynamic impact on the grating are considered. A diagram of the grating element cyclic deformation under the cyclic gas dynamic impact was obtained.

A bridge frame for the detachable joints protection by the earlier proposed gratings was developed employing the complex modeling results. This design demonstrates the best resistance to the gas dynamic effects than a solid flooring. The results of the presented work may be employed in the design of grating structures to protect any other object of ground-based space infrastructure exposed to gas dynamic effects.

**Keywords:** gas dynamics, supersonic jets, numerical modeling, protective gratings, strength, construction, computer modeling

**For citation:** Chupina E.S., Yaroslavtseva M.M., Abdurashidov T.O. Design of lattice structures to protect quick-release connection removal devices from gas dynamic loads during launch of the space rocket. *Trudy MAI*, 2024, no. 138. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182934>

## **Введение**

Часть элементов наземного технологического оборудования, расположенная в непосредственной близости к стартовой позиции, не обладает стойкостью к газодинамическому воздействию, возникающему при старте ракеты-носителя. Для

защиты оборудования может понадобиться установка защитных конструктивных элементов по типу козырьков или металлических экранов. При проектировании данных устройств, необходимо дополнительно проанализировать способность сохранения целостности защитных узлов за определённый срок эксплуатации.

В настоящее время имеются работы по исследованию газодинамических характеристик потока газа, проходящего через решетчатые конструкции [1]. При обтекании решётчатой конструкции газовая струя разбивается на несколько потоков. Подобное разбиение способствует уменьшению зоны действия струи. Решётчатые конструкции широко используются в различных отраслях машиностроения и промышленности, например, в турбинах электрогенераторов [2]. В аэрокосмической отрасли, в частности в агрегатах стартового комплекса, применение решёток подробно не исследовалось. Также не проводился анализ напряженно-деформированного состояния решётчатых конструкций при высокотемпературном газодинамическом воздействии.

Научная новизна данной работы, заключается в комплексном исследовании решётчатых конструкций при газодинамическом воздействии высокотемпературной струи. Исследование проводилось с использованием численных методов моделирования, реализованных в распространённых расчетных программных комплексах.

Целью данной работы является выбор конструкции решётки, которая может обеспечить снижение газодинамических нагрузок на оборудование, установленное на кабель-заправочной башне.

Задачи, которые рассматриваются в работе:

- Определение расчетных случаев газодинамического воздействия на кабель-заправочную башню (КЗБ);

- Анализ газодинамики старта;

- Анализ прочности решётки и представление практического применения решётки.

### **Описание проблематики**

При старте с космодрома РКН совершает подъем с так называемым «вертикальным стартом», при котором не предусмотрен маневр увода ракеты от башни обслуживания. Наличие ветра в направлении башни обслуживания при «вертикальном старте» приведет к сносу ракеты и соответственно к максимальным силовым и тепловым нагрузкам на элементы конструкции.

Для агрегатов, находящихся на определённой высоте от нулевой отметки, например, оборудование, закрепленное на кабель-башне, встаёт задача определения газодинамического воздействия от струи, уходящей ракеты. Поэтому, особую актуальность приобретают вопросы траекторного движения РКН, как одного из факторов газодинамического воздействия.

При проектировании оборудования учитываются данные о траектории подъёма РКН при старте. Разработка алгоритмов движения РКН на начальном участке проводится с учетом минимизации воздействия ракеты на оборудование расположенное на «нулевой» отметке.

В рассматриваемом нами случае с учетом движения РКН максимальные нагрузки приходят в центральную зону башни на передней поверхности, в зоне расположения технологического оборудования, чувствительного к силовым

нагрузкам от действия скоростного потока газа, в том числе устройство отвода быстроразъёмных соединений (БРС), которое необходимо защищать.

Проектирование агрегатов стартового комплекса проводится с учетом данных, полученных при проведении газодинамических исследований [3-6]. Результаты расчета взаимодействия газовых струй с решётчатым настилом являются исходными данными для последующего прочностного анализа решётчатых конструкций.

### **Решение газодинамической задачи**

Исходя из этого было принято решение провести подробное исследование влияния подобных решеток на эффекты потери давления за решеткой с учетом входных данных потока и параметров сечения решетки.

Для выполнения работы была использована небольшая часть решетки и для нее разработана 3D модель с расчетной областью.

В исследовании было рассмотрено 3 варианта решетчатых конструкций с различными параметрами сечения ячейки. Коэффициент проницаемости решетки  $\sigma$  определяется как отношение площади всех ячеек  $F_0$  к площади всей решетки  $F_p$ . Все варианты конструкции решетки с коэффициентами проницаемости от 0,5 до 0,7 приведены на рисунке 1. Параметры решёток приведены в таблице 1. Для каждой конструкции был рассчитан характерный размер ячейки, для того чтобы не привязываться к линейным размерам каждой решетки, а определять зону максимальных потерь относительно этого размера, что позволяет получить универсальные результаты и зависимости.

Так, для исходной решетки с сечением ячейки 48×98 мм получили гидравлический диаметр:

$$d_r = \frac{2ab}{(a+b)} = 64,4 \text{ мм} \quad (1)$$

где  $a$  – ширина ячейки, мм

$b$  – длина ячейки, мм.

Аналогичные вычисления были проведены для решеток с параметрами ячейки 45×95 мм и 40×90 мм, для которых гидравлический диаметр составил:  $d_r = 61,1$  мм и  $d_r = 55,4$  мм соответственно.

Таблица 1 – Параметры решёток

Наименование параметра	Вариант решётки		
	1	2	3
Коэффициент проницаемости $F_0/F_P$	0.7	0.6	0.5
Отношение сторон ячейки $a/b$	0.49	0.46	0.41
Толщина ребра, мм	12	15	20
Характерный размер	64.4	61.1	55.3

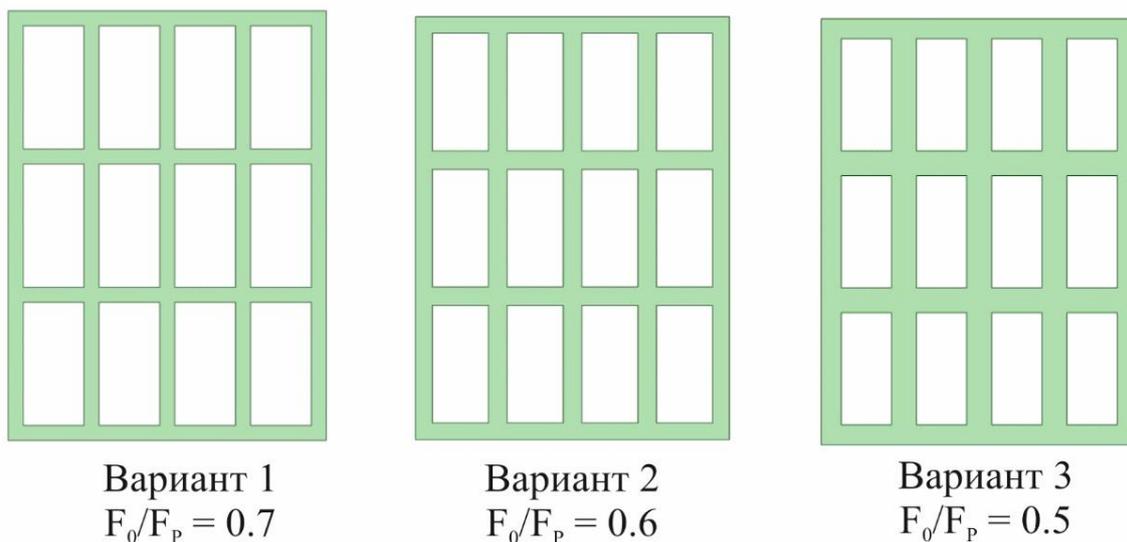


Рисунок 1 - Варианты конструкции решетки

Для решения поставленной задачи применяются численные методы. Для этого, на основе 3D модели, была построена блочно-структурированная сеточная модель. Далее с помощью нее были рассмотрены расчетные случаи со скоростями потока на входе от 300 до 900 м/с, температурой 800 °С, 1200 °С и 1600 °С при нормальном атмосферном давлением.

Для решения поставленной задачи применялось численное моделирование. Для этого в программе ICEM CFD, на основе 3D модели, была построена блочно-структурированная сеточная модель, состоящая из прямоугольных элементов. Количество элементов сетки составило  $\approx 1,3$  млн.

Расчётное моделирование газодинамики старта для получения данных, определяющих проектный облик агрегатов, достаточно распространено в инженерной практике. Результаты, полученные в программных комплексах, хорошо согласуются с экспериментальными данными [7-12].

Для контроля изменения параметров потока, проходящего через решетку, были установлены контрольные точки на различных расстояниях от нее. По результатам

проведенных расчетов была получена визуализация полного давления в тени конструкции (Рисунок 2).

По полученным результатам видно, что в зоне, что на расстоянии 0,35 м от решётки (рисунок 2а) присутствуют локальные максимумы давлений, из-за которых нагрузки на оборудование превышают допустимые для оборудования. Поэтому размещать оборудование в данной зоне не рекомендуется. При отдалении исследуемой зоны (рисунок 2 б-г), локальные максимумы давлений отсутствуют, это происходит за счет постепенного вовлечения окружающего воздуха в газодинамическую струю (эжекция), проходящего через решетку. Визуализация обтекания решетки потоком газа приведена на рисунке 3.

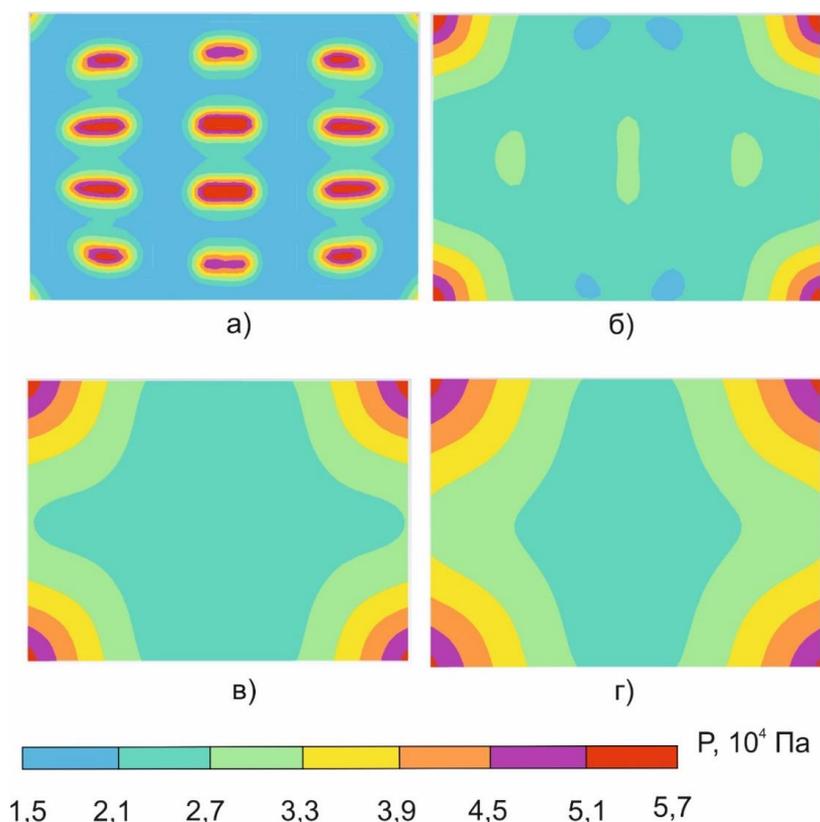


Рисунок 2 – Визуализация полного давления на расстоянии 0,35 м (а), 1,00 м (б), 1,50 м (в) и 2,00 м (г) (скорость потока на входе – 680 м/с, температура потока – 1200<sup>0</sup>С, коэффициент проницаемости решетки – 0,6)

По рисунку 3 можно сказать, что в зоне, где поток газа имеет однородную структуру (нет отдельных струек газа), мы получаем максимальные потери давления, а дальнейший перепад давлений вниз по потоку становится незначительным. Именно эта зона будет являться наиболее эффективной для расположения защищаемого оборудования.

### **Анализ результатов моделирования**

Приведём графики зависимости потерь давления  $\frac{P_1}{P_2}$  от режима течения (рисунок 4) и графики зависимости перепада давления за решеткой от относительного расстояния (рисунок 5).

По приведенным данным можно сказать, что максимальные потери давления были получены на околосвуковом режиме течения при числе Маха на входе 0,8 – 1,0, который соответствует условию старта РКН (рисунок 4). Значительный эффект снижения силовых нагрузок был достигнут на расстояниях от  $20d_r$  и далее (рисунок 5). При дальнейшем отдалении исследуемой зоны от решетки изменение давления незначительно.

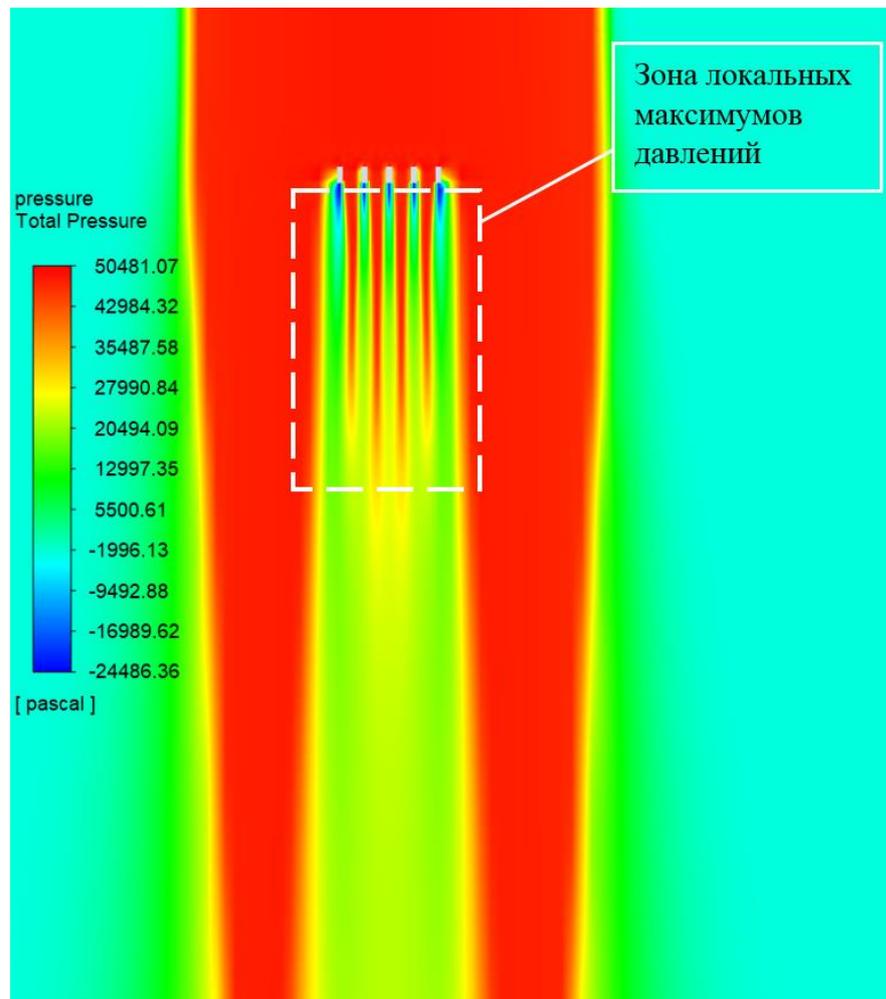


Рисунок 3 – Поле распределения полного давления

(скорость потока на входе – 600 м/с, температура потока – 1200 °С, коэффициент проницаемости решетки – 0,6)

Также в работе был определен коэффициент потерь давления  $\xi$ , который показывает какое количество потока удерживается решеткой:

$$\xi = \frac{P_1 - P_2}{P_1} \quad (3)$$

где  $P_1$  – давление потока до прохождения решетки, Па

$P_2$  – давление потока после прохождения решетки, Па.

В таблице 2 приведены максимальные потери давления в зависимости от коэффициента проницаемости решетки.

Таблица 2 – Зависимость потерь давления от коэффициента проницаемости решетки

Процент проницаемости решетки	50%	60%	70%
Максимальные потери полного давления	87%	65%	51%

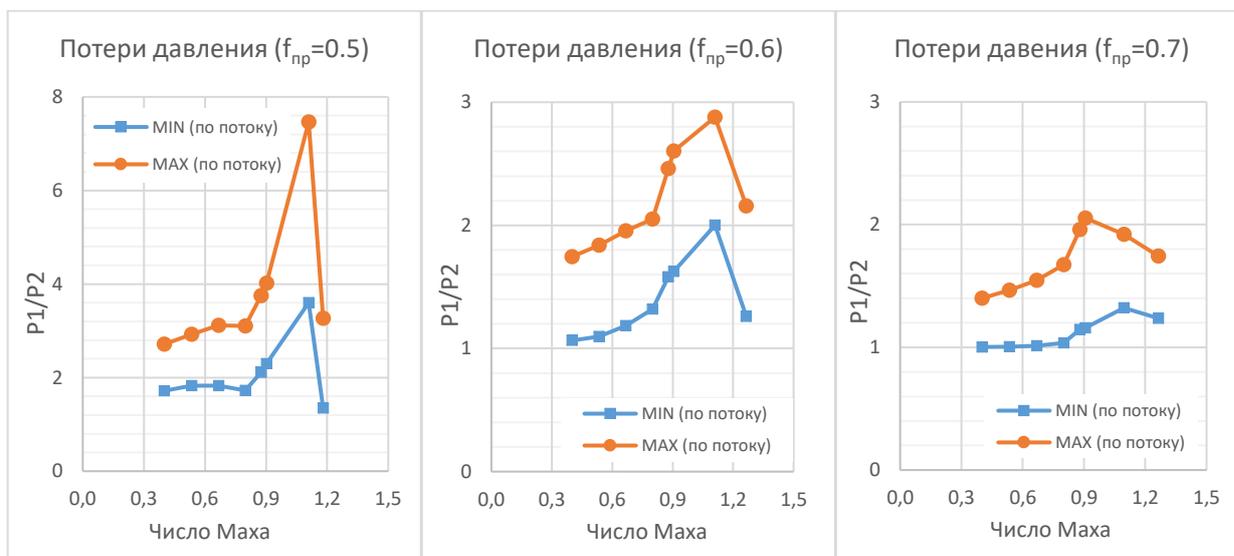


Рисунок 4 – Зависимость потерь давления от режима течения при различных коэффициентах проницаемости решетки

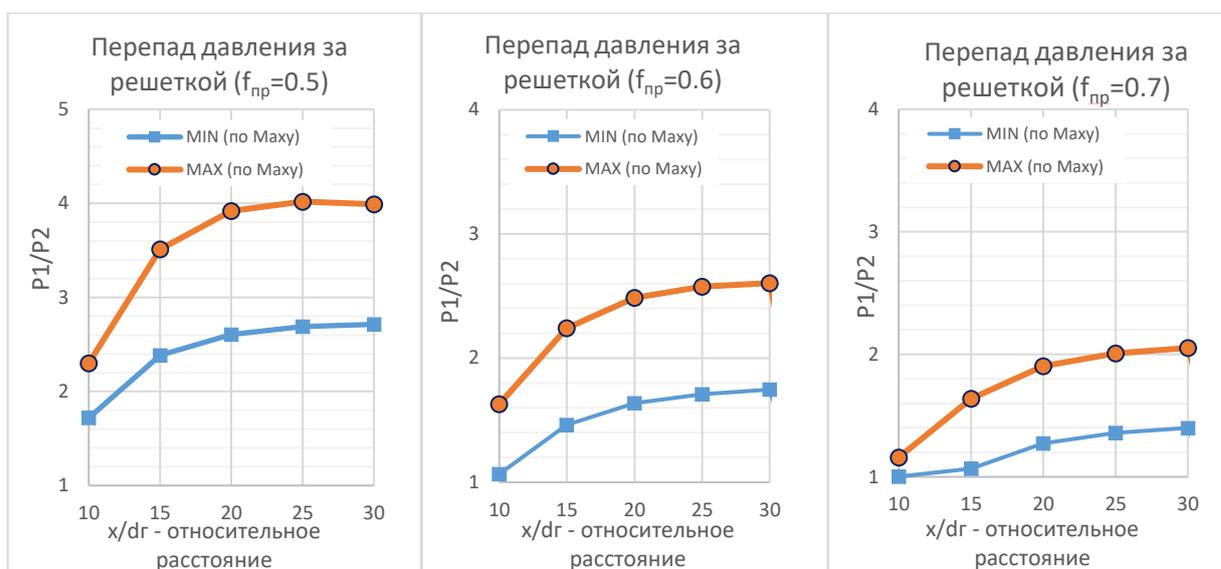


Рисунок 5 – Перепад давления за решеткой при различных коэффициентах проницаемости решетки

Оптимальная по размерам конструкция в конечном виде будет зависеть от конкретного газодинамического случая и допустимых нагрузок, и будет определяться местом расположения защищаемого оборудования. Другими словами, если нагрузки на конструкцию, на которую крепится решетчатый настил близки к предельным, в таком случае стоит применять решетку с большим коэффициентом проницаемости. Однако расстояние, на котором расположено защищаемое оборудование, необходимо увеличить до оптимального (от  $20d_g$ ). Если же расстояние увеличить невозможно, а нагрузки на основную конструкцию позволяют установить более массивное изделие, то рекомендуется применять решетчатые настилы с меньшим коэффициентом проницаемости.

### Сила, действующая на решетку. Определение силовых потерь

Одной из важных характеристик по выявлению оптимальной конструкции решетки является определение силы, действующей на саму решетку и на

оборудование, расположенное за ней. Для этого был рассмотрен расчетный случай со скоростью потока 680 м/с и температурой 1473 К.

В результате расчета было определено, что при различной конфигурации решетчатой конструкции сила потока (определяемое как произведение полного давления на заданную площадь в пределах решетки), проходящего через нее, изменяется от 1.82 до 2.62 раз. То есть, чем меньше коэффициент проницаемости решетки, тем меньше сила, воздействующая на оборудование, расположенное за ней. На рисунке 6 приведена диаграмма потерь сил в зависимости от коэффициента проницаемости решетки. При этом в процентном соотношении эффективность решеток составляет от 45% до 62%.

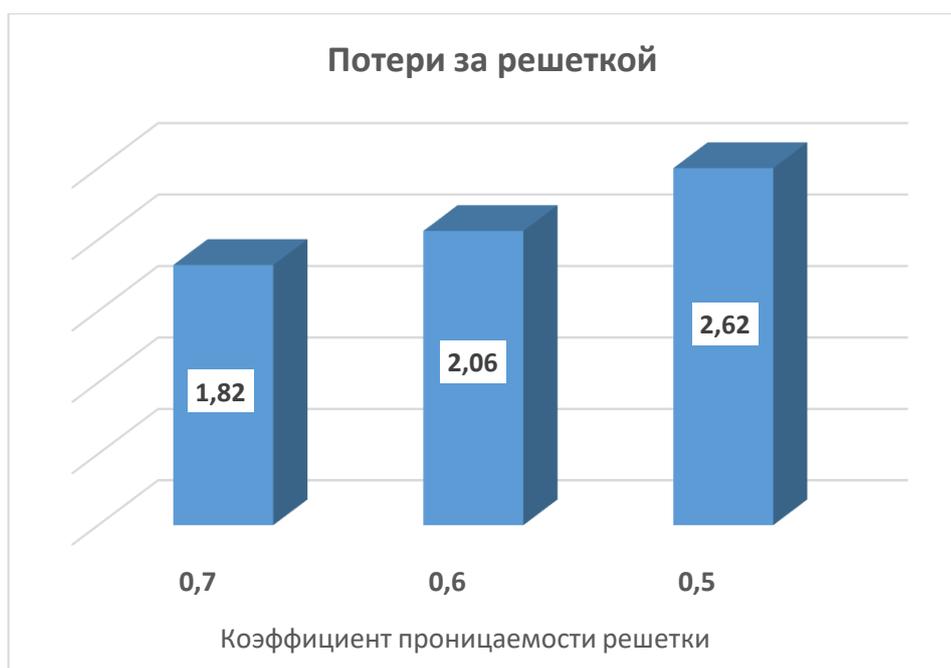


Рисунок 6 – Коэффициент снижения силового воздействия за решеткой в зависимости от коэффициента проницаемости решетки

В работе было определено какую часть силы принимает на себя решетка, от силы натекающего на нее потока. В результате исследования было вычислено, что сила, приходящаяся на решетчатую конструкцию, составляет от 34% до 50% от силы набегающего на нее потока. Диаграмма соотношения силы, действующей на решетку, от силы потока до нее приведена на рисунке 7.

Также по результатам расчета была определена сила, действующая на саму решетку. На рисунке 8 приведена диаграмма сил, действующей на решетку. На ней синий столбец – это величина силы только на верхнюю поверхность решетки, а оранжевый – это сила на решетку с учетом разрежения на нижней поверхности.

Исходя из выше перечисленного можно сказать, что при более мелкой ячейке, сила на оборудование, расположенное за решеткой на расстоянии  $20d_r$  может снижаться до 62%. Однако сила на саму решетку в этом случае увеличится до 50%.

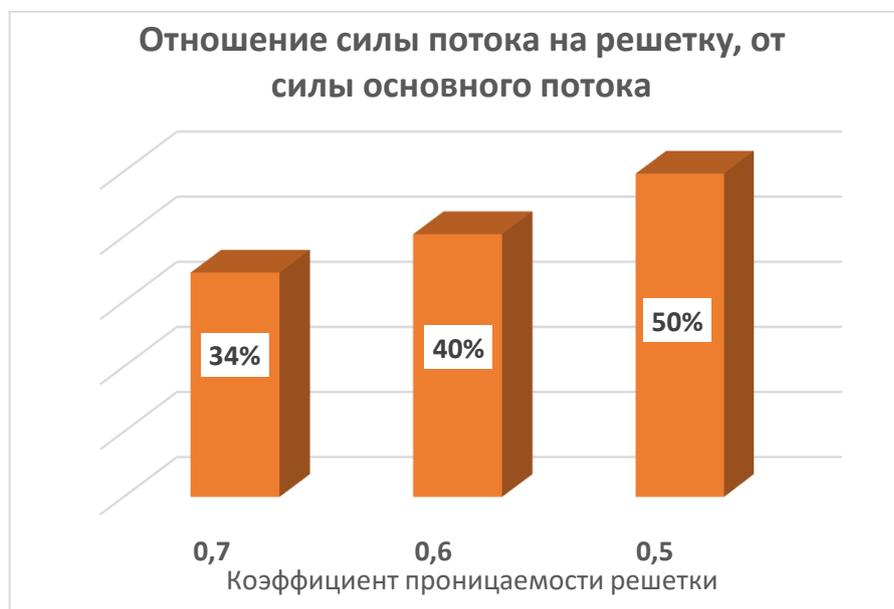


Рисунок 7 – Отношение силы потока, действующей на решетку, от силы потока перед ней

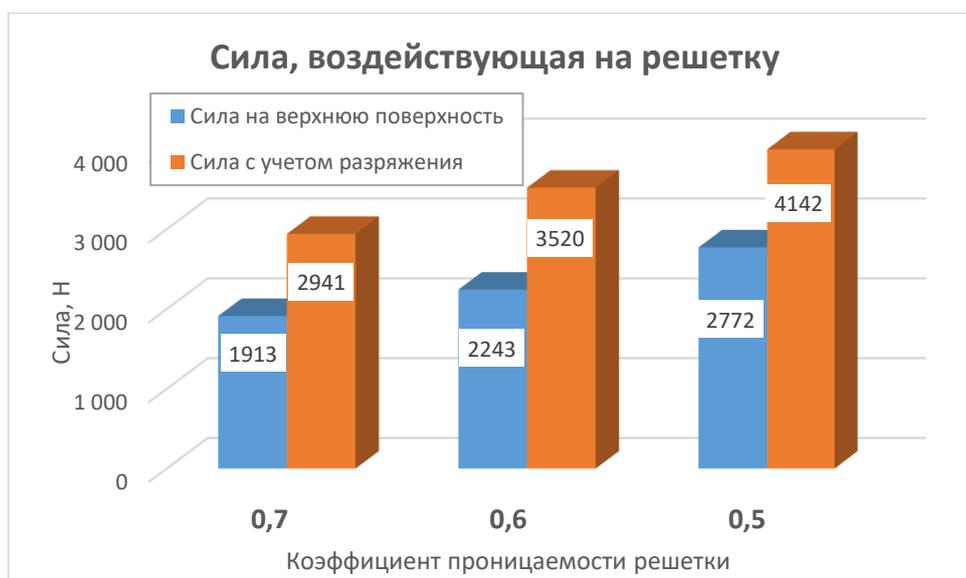


Рисунок 8 – Сила, воздействующая на решетчатую конструкцию

### **Методика комплексного моделирования. Численный анализ прочности защитного элемента**

Согласно [13], газодинамические нагрузки являются рабочими и учитываются в прочностном анализе агрегатов, как отдельный расчётный случай. О влиянии газодинамических нагрузок на силовые конструкции агрегатов стартового комплекса и листы облицовок газоотражателей упомянуто в работах [14-20].

При комплексном моделировании рассматривается не только газодинамика потока, проходящего через решётку, но и термосиловое воздействие струи на материал конструкции. При проектировании такой подход позволяет определять параметры конструкции в зависимости от испытываемых нагрузок. Такой подход может в полном объёме обеспечить прочность и надёжность изделия на этапе проектирования при широком использовании численных методов.

На рисунке 9 показана диаграмма распределения температур при максимальном нагреве конструкции решётки. Активный газодинамический нагрев длится несколько секунд. Для наиболее нагруженной узла в крестовине решётки представлена кривая деформирования для трёх циклов газодинамического нагружения на рисунке 10.

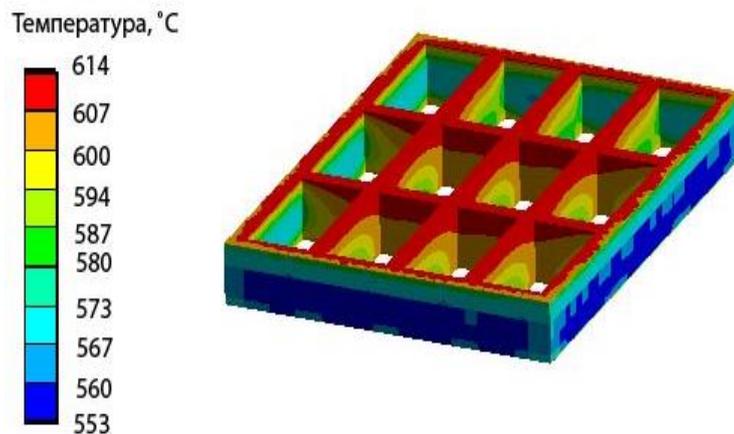


Рисунок 9 - Распределение температур в элементах модели

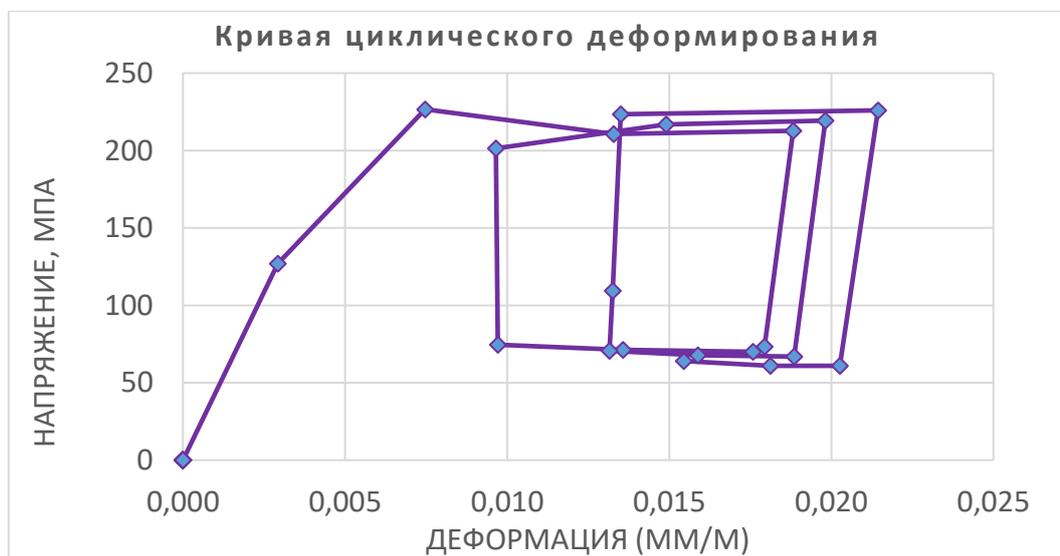


Рисунок 10 - Кривая циклического деформирования элемента конструкции

## Практическое применение газодинамических решёток.

Подобную решётку можно зафиксировать на специальной раме, закреплённой на силовых элементах кабель-заправочной башни.

Конструкция защитной рамы с решёткой приведена на рисунке 11. Данную разработку при минимальной конструкторской доработке уже сейчас можно предложить для использования на космодроме Восточный.

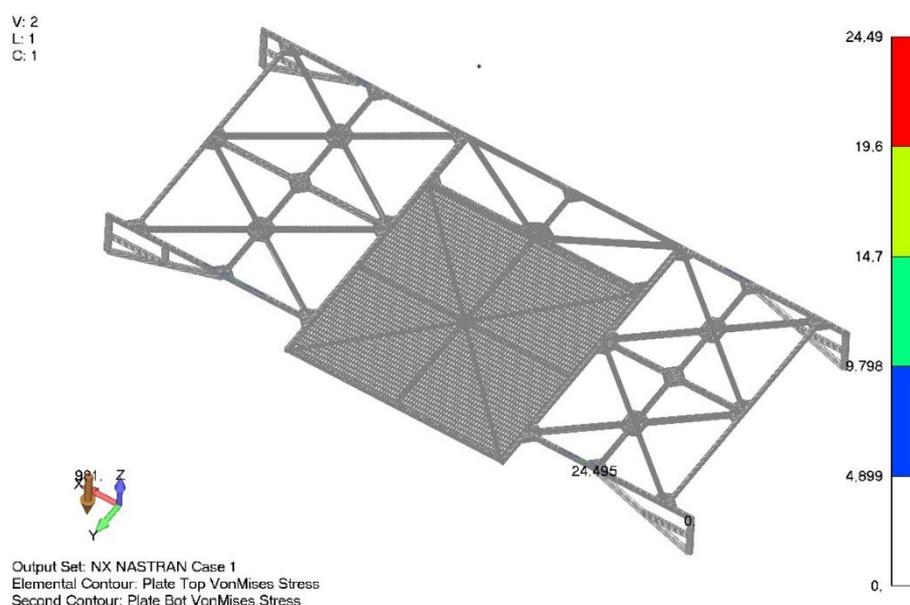


Рисунок 11 - Конструкция защитной рамы с решёткой. Диаграмма распределения напряжений

## Заключение

В данной работе приведены несколько конструкций решёток с различной проницаемостью. Решётки предлагается использовать как элемент защиты от силовых газодинамических нагрузок для оборудования увода быстроразъёмных связей. Проведено численное моделирование газодинамики решётки при различных параметрах потока продуктов сгорания ракетного топлива при старте. Определена эффективная зона с минимальными нагрузками на оборудование, расположенное за

решеткой. Проведен циклический термочернонностной анализ элемента решётки. Приведена диаграмма изменения напряжений и деформаций. Разработана мостовая рама для защиты БРС при помощи ранее проанализированных решёток.

Результаты данной работы могут использоваться при проектировании решётчатых конструкций для защиты любого наземного технологического оборудования, подверженного газодинамическому воздействию.

### **Список источников**

1. Ушаков Р.Е., Фомин К.И., Гостинов Д.А. Экспериментальное исследование газодинамических характеристик спрямляющей решётки при её обтекании нагретым потоком // XV Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России» (Москва, 21–24 сентября 2022): сборник докладов. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023. С. 19-26.
2. Еремеевский Е.А., Чорная А.Г., Артюх Р.Л. Исследование методами вычислительной газодинамики лопаточной решётки соплового аппарата турбины высокого давления // Динамика систем, механизмов и машин. 2016. Т. 1. № 1. С. 163-167.
3. Абдурашидов Т.О., Осипов А.В., Корчагова В.Н., Крапошин М.В., Смирнова Е.В., Стрижак С.В. Применение открытого программного обеспечения для решения задач газодинамики старта ракеты-носителя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. № 4. С. 7-20.

4. Бирюков Г.П., Бут А.Б., Хотулев В.А., Фадеев А.С. Газодинамика стартовых комплексов. - М.: Рестарт, 2012. - 364 с.
5. Guo X. et al. Effect of polymer drag reducer on rheological properties of rocket kerosene solutions // Materials, 2022, vol. 15, no. 9, pp. 3343. DOI: [10.3390/ma15093343](https://doi.org/10.3390/ma15093343)
6. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Прикладные задачи газодинамики и теплообмена в энергетических установках ракетной техники. - М.: Изд-во МАИ, 2014. – 167 с.
7. Абдурашидов Т.О., Бут А.Б., Чупина Е.С. Результаты численного моделирования истечения сверхзвуковой струи // Труды МАИ. 2023. № 130. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=174624>. DOI: [10.34759/trd-2023-130-24](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-24)
8. Антипова М.С., Дядькин А.А., Запрягаев В.И., Крылов А.Н. Компьютерное моделирование истечения холодной сверхзвуковой струи из конического сопла с использованием программного пакета FLOEFD // Космическая техника и технологии. 2016. № 1 (12). С. 5-11.
9. Жлуктов С.В., Аксенов А.А., Кураносов Н.С. Моделирование турбулентных сжимаемых течений в программном комплексе FlowVision // Компьютерные исследования и моделирование. 2023. Т. 15. № 4. С. 805-825. DOI: [10.20537/2076-7633-2023-15-4-805-825](https://doi.org/10.20537/2076-7633-2023-15-4-805-825)
10. Кравчук М.О., Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В. Вопросы моделирования турбулентности для расчета сверхзвуковых высокотемпературных струй // Труды МАИ. 2015. № 82. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=585363>
11. Сназин А.А., Шевченко А.В., Панфилов Е.Б. Исследование локальной адаптации сетки конечных элементов в задаче обтекания тела сверхзвуковым

<https://trudymai.ru/published.php?ID=168165>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-06)

12. Jiang, C., Han, T., Gao, Z., & Lee, C.-H. A review of impinging jets during rocket launching // Progress in Aerospace Sciences, 2019, vol. 109, pp. 100547. DOI: [10.1016/j.paerosci.2019](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019)

13. ГОСТ Р 51282-99. Оборудование технологическое стартовых и технических комплексов ракетно-космических комплексов. - М.: Издательство стандартов, 1999. – 36 с.

14. Головчинский В.О., Головчинская Н.В., Федоров А.В. Прогнозирование показателей ресурса циклически нагруженных элементов в агрегатах стартового комплекса при отсутствии дефектов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф.Можайского. 2021. № 677. С. 210-217.

15. Гула Д.Н., Головчинская Н.В., Миргородский А.Н., Моторин В.М. Исследование применяемых материалов и существующих конструкций теплозащитных покрытий элементов стартового сооружения // Актуальные проблемы военно-научных исследований. 2020. № 10. С. 93-97.

16. Зверев В.А., Ульяненок А.В., Языков А.В. Расчетный анализ несущих элементов агрегатов стартового комплекса для ракеты космического назначения «Союз-2. 1в» // Машиностроение и компьютерные технологии. 2014. № 9. С. 119-131.

17. Салов П.Н. Прогнозирование и рациональное восстановление ресурса инженерно-строительных элементов стартового комплекса // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2011. № 633. С. 73-77.

18. Ульяненко А.В., Иванов М.Ф. Исследование напряженно-деформированного состояния стартово-стыковочного блока для перспективной ракеты тяжелого класса // Инженерный вестник. 2014. № 12. С. 14.
19. Ярославцева М.М. Численная оценка долговечности элемента газоотражателя при длительной эксплуатации стартового комплекса // XLVII Академические чтения по космонавтике – 2023, посвященный памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 24–27 января 2023): сборник тезисов. – М.: МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2023. Т. 2. С. 220-221.
20. Ярославцева М.М. Анализ местной прочности эксплуатируемых силовых конструкций агрегатов стартовых комплексов при действии газодинамической нагрузки // Международная молодежная научная конференция «XLVII Гагаринские чтения - 2021» (Москва, 20–23 апреля 2021): сборник тезисов. – М.: Изд-во «Перо», 2021. С. 834.

## References

1. Ushakov R.E., Fomin K.I., Gostinov D.A. *XV Vserossiiskaya konferentsiya molodykh uchennykh i spetsialistov «Budushchee mashinostroeniya Rossii»*: sbornik dokladov, Moscow, Izdatel'stvo MGTU im. N.E. Baumana, 2023, pp. 19-26.
2. Ereemeevskii E.A., Chornaya A.G., Artyukh R.L. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin*, 2016, vol. 1, no. 1, pp. 163-167.

3. Abdurashidov T.O., Osipov A.V., Korchagova V.N., Kraposhin M.V., Smirnova E.V., Strizhak S.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2017, no. 4, pp. 7-20.
4. Biryukov G.P., But A.B., Khotulev V.A., Fadeev A.S. *Gazodinamika startovykh kompleksov* (Gas dynamics of launch complexes), Moscow, Restart, 2012, 364 p.
5. Guo X. et al. Effect of polymer drag reducer on rheological properties of rocket kerosene solutions, *Materials*, 2022, vol. 15, no. 9, pp. 3343. DOI: [10.3390/ma15093343](https://doi.org/10.3390/ma15093343)
6. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tret'yakova O.N. *Prikladnye zadachi gazodinamiki i teploobmena v energeticheskikh ustanovkakh raketnoi tekhniki* (Applied problems of gas dynamics and heat transfer in power plants of rocket technology), Moscow, Izd-vo MAI, 2014, 167 p.
7. Abdurashidov T.O., But A.B., Chupina E.S. *Trudy MAI*, 2023, no. 130. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=174624>. DOI: [10.34759/trd-2023-130-24](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-24)
8. Antipova M.S., Dyad'kin A.A., Zapryagaev V.I., Krylov A.N. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2016, no. 1 (12), pp. 5-11.
9. Zhlukto S.V., Aksenov A.A., Kuranosov N.S. *Komp'yuternye issledovaniya i modelirovanie*, 2023, vol. 15, no. 4, pp. 805-825. DOI: [10.20537/2076-7633-2023-15-4-805-825](https://doi.org/10.20537/2076-7633-2023-15-4-805-825)
10. Kravchuk M.O., Kudimov N.F., Safronov A.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 82. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=585363>
11. Snazin A.A., Shevchenko A.V., Panfilov E.B. *Trudy MAI*, 2022, no. 125. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=168165>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-06)

12. Jiang, C., Han, T., Gao, Z., & Lee, C.-H. A review of impinging jets during rocket launching, *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, vol. 109, pp. 100547. DOI: [10.1016/j.paerosci.2019](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019)
13. *GOST R 51282-99. Oborudovanie tekhnologicheskoe startovykh i tekhnicheskikh kompleksov raketno-kosmicheskikh kompleksov* (GOST R 51282-99. Technological equipment for launch and technical complexes of rocket and space complexes), Moscow, Izdatel'stvo standartov, 1999, 36 p.
14. Golovchinskii V.O., Golovchinskaya N.V., Fedorov A.V. *Trudy VoЕННО-kosmicheskoi akademii imeni A.F.Mozhaiskogo*, 2021, no. 677, pp. 210-217.
15. Gula D.N., Golovchinskaya N.V., Mirgorodskii A.N., Motorin V.M. *Aktual'nye problemy voENNO-nauchnykh issledovaniy*, 2020, no. 10, pp. 93-97.
16. Zverev V.A., Ul'yanenkov A.V., Yazykov A.V. *Mashinostroenie i komp'yuternye tekhnologii*, 2014, no. 9, pp. 119-131.
17. Salov P.N. *Trudy VoЕННО-kosmicheskoi akademii imeni A.F. Mozhaiskogo*, 2011, no. 633, pp. 73-77.
18. Ul'yanenkov A.V., Ivanov M.F. *Inzhenernyi vestnik*, 2014, no. 12, pp. 14.
19. Yaroslavtseva M.M. *XLVII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike – 2023, posvyashchennyi pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydayushchikhsya otechestvennykh uchenykh — pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva*): sbornik tezisov. Moscow, MGTU imeni N.E. Baumana, 2023, vol. 2, pp. 220-221.
20. Yaroslavtseva M.M. *Mezhdunarodnaya molodezhnaya nauchnaya konferentsiya «XLVII Gagarinskie chteniya - 2021»*: sbornik tezisov. Moscow, Izd-vo «Pero», 2021, pp. 834.

Статья поступила в редакцию 31.05.2024

Одобрена после рецензирования 11.07.2024

Принята к публикации 25.10.2024

The article was submitted on 31.05.2024; approved after reviewing on 11.07.2024; accepted for publication on 25.10.2024