

УДК 621.454.2

О методе подавления резонансных колебаний в камерах сгорания жидкостного ракетного двигателя

Гиниятуллин Ильнур Ильшатovich^()*

2024.1341.03.00.giniyatullin@mail.ru

Суходольский Юрий Владимирович

Yurasuhodolsky@yandex.ru

Степанов Роман Валерьевич

sroma6415@gmail.com

Павлов Григорий Иванович

pavlov16@mail.ru

КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань, Россия

Аннотация. В камере сгорания жидкостных ракетных двигателей часто возникает неустойчивое горение, которое может привести к аварийным ситуациям. Одним из известных механизмов их возникновения является расходный, связанный с пульсационной подачей одного из компонентов топлива. Такая подача вызывает в камере сгорания пульсирующее горение, с частотами близкими к частоте собственных колебаний камеры и кратными частоте колебания жидкости в топливопроводе. Эти колебания называются самоустанавливающимися. Авторами статьи предложен новый способ подавления таких колебаний. В рассматриваемом случае акустическим контуром является: трубопроводная система подачи топлива — камера сгорания жидкостного ракетного двигателя. Суть метода заключается в кратковременном изменении упругости среды в топливном тракте, способствующем разрыву обратной связи между колебательным контуром и источником энергии. Изменение упругости жидкой среды возможно добавлением в нее газа, используемого на борту ракеты в вспомогательных целях. Результаты экспериментальных исследований, полученных на простых моделях, подтверждают работоспособность предложенной идеи и открывают новые перспективы в вопросах решения неустойчивости при создании камер сгорания ЖРД. В статье также дана приближенная оценка влияния подаваемого газа на удельный импульс камеры.

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели, резонанс, автоколебания, гидравлический тракт, газопузырьковая среда

On methods of suppressing resonant oscillations in combustion chambers of liquid propellant rocket engines

Giniyatullin Ilnur Ilshatovich^()*

2024.1341.03.00.giniyatullin@mail.ru

Sukhodolskiy Yuriy Vladimirovich

Yurasuhodolsky@yandex.ru

Stepanov Roman Valeryevich

sroma6415@gmail.com

Pavlov Grigoriy Ivanovich

pavlov16@mail.ru

KNRTU—KAI named after A.N. Tupolev, Kazan, Russia

Abstract. Combustion instability often occurs in the combustion chamber of liquid rocket engines, which can lead to emergency situations. One known mechanism for this is a consumption-related mechanism associated with the pulsating delivery of one of the propellant components. This delivery causes pulsating combustion in the combustion cham-

ber, with frequencies close to the chamber's natural oscillation frequency and multiples of the oscillation frequency of the liquid in the fuel line. These oscillations are called self-sustaining oscillations. The authors of this article propose a new method for suppressing such oscillations. In this case, the acoustic circuit is: the fuel supply pipeline system — the combustion chamber of a liquid rocket engine. The essence of the method is a short-term change in the elasticity of the medium in the fuel path, which helps to break the feedback between the oscillatory circuit and the energy source. Changing the elasticity of the liquid medium is possible by adding gas to it, which is used on board the rocket for auxiliary purposes. The results of experimental studies obtained on simple models confirm the efficiency of the proposed idea and open up new prospects for solving instability in the creation of combustion chambers of liquid propellant engines. The article also provides an approximate estimate of the effect of the supplied gas on the specific impulse of the chamber.

Keywords: liquid rocket engines, resonance, self-oscillations, hydraulic tract, gas-bubble medium

Введение. Существует множество способов подавления колебаний в камерах сгорания ЖРД: установка резонаторов, использование охлаждающих завес, сгораемых и несгораемых антивибрационных перегородок [1–3], дросселирующих устройств с обратной связью. Несмотря на это, исследования в этой области до сих пор остаются актуальными, так как используемые технические решения по тем или иным причинам не в полной мере удовлетворяют специалистов. В данной статье предложен новый метод гашения колебаний, возникающих в ЖРД из-за расходного механизма. Суть метода заключается в разрыве обратной связи в автоколебательной системе путем создания в магистрали подачи окислителя газопузырьковой среды [4]. Подача газа в жидкость приводит к изменению упругости среды в трубопроводе и, как следствие, к изменению собственной частоты колебания трубопровода. В результате разрыва обратной связи стабилизируется подача компонента топлива в камеру сгорания. В качестве газа можно использовать газы, уже используемые в ЖРД для решения вспомогательных задач (наддува баков, продувка камеры, обеспечение работы управляющих систем и т. д.) [5]. Работоспособность идеи проверялась на простой экспериментальной модели, описанной в работе [4]. Оценка метода на эффективность работы камеры ЖРД проводилась на основе результатов численных исследований, проведенных с использованием пакета прикладных программ FLUENT ANSYS.

Методы и материалы. Экспериментальный стенд включал в себя: объект исследования, измерительную систему и устройство генерации колебаний. Объектом исследования являлась цилиндрическая труба 5, заполненная смесью воды и газа (газопузырьковая среда) (Рис. 1). Длина трубы составляла 1,5 м. Она прикреплялась к стойке 6 в вертикальном положении. Детальное описание стенда приведено в работе [4].

Целью работы являлось определение влияния азота, подаваемого в окислитель, на удельный импульс жидкостного ракетного двигателя. Азот, как инертный газ, выбирался из соображений его влияния как на упругость сре-

ды, так и на удельный импульс. Ранее проведенными исследованиями установлено, что упругость среды можно изменять добавлением в жидкость и других инертных газа, таких как аргон и диоксид углерода. Инертные газы негативно сказываются на удельном импульсе камеры сгорания, в связи с чем их содержание в топливе должно быть минимальным. Установлено, что при одном и том же объемном содержании газов в жидкости масса азота в смеси имеет наименьшее значение. Это отчетливо видно из данных табл. 1.



Рис. 1. Общий вид лабораторного стенда

Таблица 1

Задаваемые параметры истечения газа

Параметры	Род газа								
	Азот			Аргон			Диоксид углерода		
Режим истечения газов	1	2	3	1	2	3	1	2	3
Скорость газа, м/с	1	2	3	1	2	3	1	2	3
Плотность газа, кг/м ³	1,25			1,78			1,98		
Массовый расход, 10 ⁻³ кг/с	2	4	6	3	6	9	3,4	6,8	10,2
Объемный расход, 10 ⁻³ м ³ /с	1,7	3,4	5,1	1,7	3,4	5,1	1,7	3,4	5,1

В работе [4] отмечено, что в газопузырьковой среде с объемным содержанием газообразного азота 27 % скорость распространения звука составляет 100 м/с, что почти в 15 раз меньше скорости звука в чистой воде 1450 м/с.

В азотной кислоте скорость звука близка к скорости звука в чистой воде (1400 м/с). Следовательно, добавлением азота в чистую воду можно смоделировать его влияние на упругость азотной кислоты и, имеющиеся результаты о влиянии добавления азота на акустические характеристики трубы с водой, можно считать справедливыми и для рассматриваемой задачи. Оценочные расчеты влияния азота на удельный импульс камеры проводились в пакете программ Fluent Ansys. Задавались следующие исходные данные: давление в камере сгорания — 65 атм, секундный массовый расход горючего (керосина) и окислителя (азотной кислоты) — 40 кг/с и 130 кг/с соответственно, коэффициент избытка окислителя — 0,78. Время подачи азота в окислитель равнялось 1 с. Общее время работы ЖРД — 100 с. Плотность азотной кислоты принималась равной 1,51 кг/л, следовательно, объем 40 кг азотной кислоты в одну секунду будет равным 26,5 л. С использованием этих параметров вычислялась необходимая масса азота 0,67 кг, которую подать в азотную кислоту. Далее, с учетом этой массы, пересчитывался коэффициент избытка окислителя, который составил 0,57. Это значение использовалось при определении условной формулы окислителя, следовательно, и при термодинамическом расчете. Условная формула окислителя — $\text{H}_{15.6159} \text{N}_{16.7582} \text{O}_{46.8476}$. Для поправки коэффициента избытка окислителя использовалась формула

$$\alpha_{\text{нов}} = \alpha_{\text{исх}} \frac{m'_{\text{нов}}}{m_{\text{исх}}}, \quad (1)$$

где $\alpha_{\text{нов}}$, $\alpha_{\text{исх}}$ — пересчитанный и исходный коэффициенты избытка окислителя; $m'_{\text{нов}}$, $m_{\text{исх}}$ — пересчитанный и исходный секундные массовые расходы окислителя. Результаты термодинамического расчета и моделирования приведены ниже.

Из приведенных данных видно, что при добавлении азота в окислитель удельный импульс камеры сгорания уменьшается на 51 с по сравнению с удельным импульсом без добавления газа.

Результаты				
Брутто-формула раб. тела: C 13.7874 H 39.7786 N 12.8104 O 38.4311				
Теоретическое соотношение ок./гор. = 5.36822				
Характеристики равновесия – СИ				
P=6.5	T=3603.16	U=0.199743	S=11.4313	I=0
U=-1298.31	M=43.3361	Cp=2.05397	k=1.21275	Cp''=6.22909
k''=1.17752	A=1214.54	Mu=0.0000937	Lt=0.317366	Lt''=1.3269
MM=23.0754	Cp.r=2.05397	k.r=1.21275	MM.r=23.0754	R.r=360.325
Z=0	Pl=0	Bm=0.280473		
Характеристики равновесия – СИ (вых.сечение)				
P=0.0714	T=2216.91	U=10.3681	S=11.4313	I=-4535.83
U=-5276.12	M=40.1618	Cp=1.92477	k=1.20991	Cp''=2.2341
k''=1.18814	A=937.349	Mu=0.0000672	Lt=0.206656	Lt''=0.263952
MM=24.8993	Cp.r=1.92477	k.r=1.20991	MM.r=24.8993	R.r=333.931
Z=0	Pl=0	Bm=0.295895	n=1.14225	W=3011.91
U/A=3.21323	F/F*=12.4784	F''=0.0034424	Iудп=332.198	

Рис. 2. Результаты термодинамического расчета без добавления азота

Результаты				
--- Расчет # 1 ---				
Брутто-формула раб. тела: C 17.4025 H 45.8555 N 12.6804 O 35.4482				
Теоретическое соотношение ок./гор. = 5.45551				
Характеристики равновесия - СН				
P=6.5	T=2735.99	U=0.163755	S=11.3338	I=-1901.16
U=-2965.57	M=46.7894	Ср=2.08608	k=1.22925	Ср''=2.34915
k''=1.21207	A=1135.07	Mu=0.0000764	Lt=0.283525	Lt''=0.354816
MM=21.3724	Ср.r=2.08608	k.r=1.22925	MM.r=21.3724	R.r=389.037
Z=0	Pl=0	Vn=0.216677		
Результаты				
Характеристики равновесия - СН			(вых. сечение)	
P=0.0545571	T=1111.29	U=7.90386	S=11.3338	I=-5271.37
U=-5702.59	M=46.6688	Ср=1.79464	k=1.27587	Ср''=2.07053
k''=0.23106	A=728.566	Mu=0.0000413	Lt=0.142558	Lt''=-0.035894
MM=21.4276	Ср.r=1.79464	k.r=1.27587	MM.r=21.4276	R.r=388.035
Z=0	Pl=0	Vn=0.216754	n=1.23308	W=2596.23
W/A=3.56347	F/F*=12.4997	F''=0.0030444	Iудп=281.682	

Рис. 3. Результаты термодинамического расчета с добавлением азота

Таблица 2

Параметры камеры сгорания двигателя на режиме без подачи и с подачей азота

Параметр	Обозначение	Без подачи азота (вых. сеч.)	С подачей азота (вых. сеч.)
Давление на срезе сопла	P [МПа]	0,071	0,054
Показатель адиабаты	k	1,21	1,27587
Удельный импульс	I _{удп} [с]	332,2	281,7
Газовая постоянная рабочего тела	R [Дж/моль · К]	333,93	388,04
Скорость истечения рабочего тела	W [м/с]	3011,91	2596,23

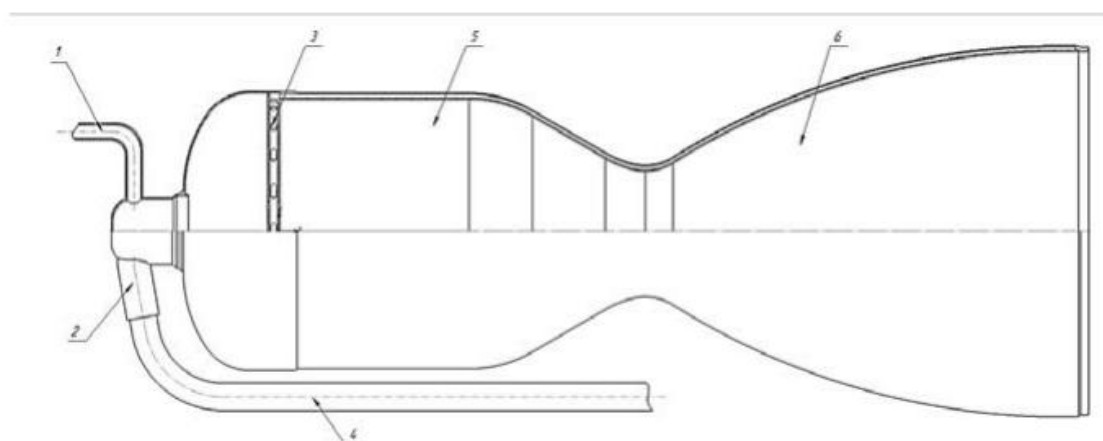


Рис. 4. Схема ЖРД с трубопроводом подачи азота:

1 — магистраль подачи азота; 2 — обратный клапан; 3 — форсуночная головка,
4 — магистраль подачи азотной кислоты; 5 — камера сгорания; 6 — сопло

При использовании топлива с измененным составом важно оценить достаточность проходных сечений камеры, в частности, критического сечения сопловой части, так как оно было рассчитано для камеры сгорания без добавления газа. Такая оценка проводилась расчетным методом. Вначале по прототипу вычерчивался газодинамический профиль камеры, и скорость звука в критическом сечении рассчитывалась для штатного топлива. При этом параметры, необходимые для расчета местной скорости звука в критике были взяты из результатов термодинамического расчета (с учетом добавления азота):

$$a = \sqrt{kRT}, \quad (2)$$

где a — местная скорость звука; k — показатель адиабаты; R — газовая постоянная рабочего тела; T — температура продуктов сгорания в критическом сечении.

Для оценки влияния на внутрикамерные процессы ЖРД добавленного окислителя азота проводились численные расчеты. Степень достоверности расчетов определялась сопоставлением значений местной скорости звука в критическом сечении, полученных при численном моделировании и по формуле (2) с использованием данных термодинамического расчета. Диаграмма изменения скорости продуктов сгорания в газовой полости ЖРД, составленная по результатам численных расчетов, приведена на рис. 5.

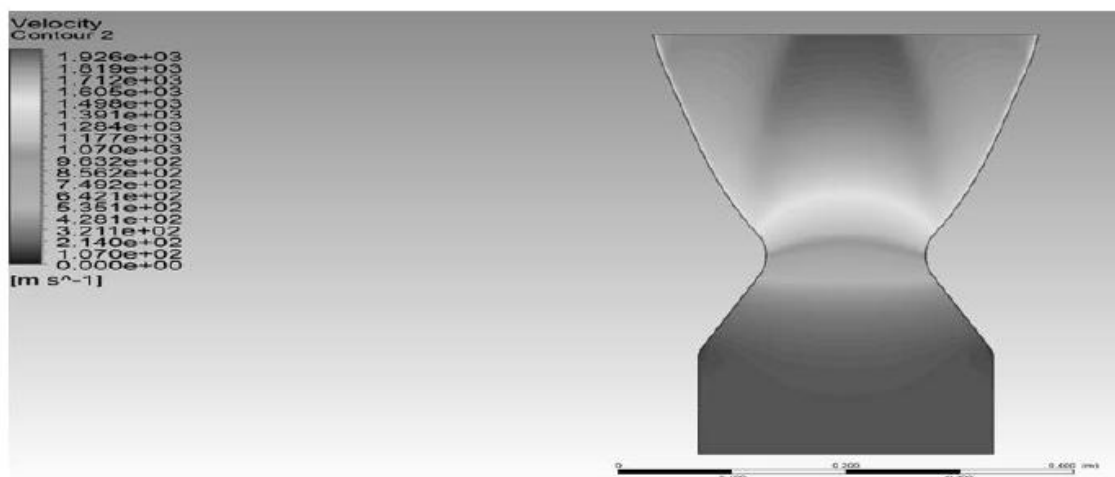


Рис. 5. Диаграмма изменения скорости газов в ЖРД

Сравнительные результаты местных скоростей звука в критическом сечении показывают, что разница скоростей составляет не более 11 %. Местная скорость звука, вычисленная по результатам термодинамического расчета, составила 1086, 71 м/с. По результатам численных расчетов диапазон изменения местной скорости звука в критике равен 963,2...1070 м/с.

Обсуждение полученных результатов. Косвенно, по диаграмме скоростей, построенной численными расчетами, можно подтвердить, что предложенная математическая модель адекватно описывает внутрикамерные про-

цессы в ЖРД. Разницу в значениях местных скоростей звука можно объяснить тем, что в использованной расчетной модели не учитывались потери на трение. Также следует отметить, что добавление азота в окислитель в указанном количестве не требует изменения геометрических размеров камеры, так как пропускная способность газового тракта камеры меняется незначительно.

Заключение. На основе полученных результатов можно прийти к важному выводу о целесообразности использования предложенного метода для решения задач неустойчивости ЖРД, которые связаны с расходными характеристиками. При этом существенных конструктивных изменений двигателя не требуется, можно использовать существующие системы продувки двигателей. Численную модель камеры сгорания, построенную в программном пакете FLUENT ANSAYS, можно использовать для прикидочных оценок влияния добавленного газа в топливо на внутрикамерные процессы. Добавлением в окислитель небольшого количества газа можно нарушить обратную связь автоколебательной системы, вероятность возникновения которой повышается в момент запуска ЖРД из-за изменения расходной характеристики. Предложенный метод конструктивно прост и не влияет на тяговооруженность летательного аппарата.

Список источников

- [1] Волков Е.Б., Головков Л.Г., Сырицын Т.А. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Воениздат, 1970, с. 217–223.
- [2] Лебединский Е.В., Калмыков Г.П., Мосолов С.В. и др. *Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование*. Москва, Машиностроение, 2008, с. 435–456.
- [3] Михайлов В.В. *Теория и конструкция ракетных двигателей*. Москва, Оборонгиз, 1985, 370 с.
- [4] Зарипов Ф.А., Павлов Г.И. Исследование разбалансировки частот внешних колебательных сил и резонансной частоты акустического контура с жидкостью путем подвода газа. *Акустика среды обитания. X Всерос. конф. молодых ученых и специалистов: матер.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2025, с. 170–176.
- [5] Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. *Теория ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989, 273 с.
- [6] Коротков Ю.Ф., Козулина О.В., Кузнецов М.Г. Резонансные колебания пульсирующих течений. *Вестник Казанского технологического университета*, 2011, № 3, с. 146–152.
- [7] Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Изд-во МАТИ–КТУ им. К.Э. Циолковского, 2001, 24 с.