

# ИССЛЕДОВАНИЕ И АНАЛИЗ «ХОЛОДНЫХ» ПРОДУВОК ТЯГОВОГО МОДУЛЯ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Сергей Юрьевич ЛАРИОНОВ родился в 1982 г. в городе Москве. Аспирант МАИ. Основные научные интересы — в области пульсирующих двигателей и экспериментальных исследований ГТД. Автор одной научной работы.

Sergey Yu. LARIONOV, was born in 1982, in Moscow. He is a Postgraduate Student at the MAI. His research interests are in the pulsejet engines and experiments on gas-turbine engines. He has published one technical paper.

Юлиан Николаевич НЕЧАЕВ родился в 1919 г. в городе Днепропетровске Украинской ССР. Профессор ВВИА им. Н.Е. Жуковского. Доктор технических наук. Заслуженный деятель науки РФ. Основные научные интересы — в области теории ВРД. Автор более 350 научных работ.

Yulian N. NECHAYEV, D.Sci., was born in 1919, in Dnepropetrovsk. He is a Professor at the N.E. Zhukovsky Air Force Engineering Academy. His major research interests are in the air-breathing jet engine theory. He has published over 350 technical papers.

Алексей Александрович МОХОВ родился в 1973 г. в городе Ангрене Узбекской ССР. Адъюнкт ВВИА им. Н.Е. Жуковского. Основные научные интересы — в области теории ВРД. Автор 15 научных работ.

Alexey A. MOKHOV, was born in 1973, in Uzbekistan. He is a Postgraduate Student at the N.E. Zhukovsky Air Force Engineering Academy. His major research interests are in the air-breathing jet engine theory. He has published 15 technical papers.

*Рассматривается серия испытаний тягового модуля пульсирующего детонационного двигателя перспективной схемы на экспериментальном стенде. Рабочий процесс исследуемого на установке тягового модуля основан на использовании эффекта Гартмана—Шпренгера. При подборе определенных геометрических и газодинамических параметров в резонаторе тягового модуля, выполненном в форме шарового сегмента, возникают автоколебания высокой частоты.*

*Определены рациональные геометрические и газодинамические параметры тягового модуля для последующих испытаний с эжекторным усилителем тяги при его работе в нестационарной пульсирующей струе.*

## Введение

Пульсирующий детонационный двигатель (ПудД) является новым типом двигателя для авиации. В нем реализуется термодинамический цикл, близкий к циклу со сгоранием топлива при постоянном объеме, который более экономичен, чем цикл Брайтона, используемый в существующих газотурбинных двигателях. В настоящее время предлагаются и изучаются различные схемы ПудД. В данной работе рассматривается серия экспериментальных исследований тягового модуля ПудД перспективной схемы с высокочастотным резонатором, отличающейся полным отсутствием каких-либо клапанов и систем принудительного зажигания [1]. Пульсирующий процесс в таком двигателе возникает за счет возбуждения высокочастотных автоколебаний в газодинамическом резонаторе, периодически заполняющемся специально подготовленной топливовоздушной смесью (ТВС), а выде-

ление тепла, усиливающего амплитуду этих колебаний, происходит вследствие детонационного сгорания этой смеси в ударных волнах.

## Экспериментальный стенд

На рис. 1 представлена схема экспериментально-го стенда ЭС-3М. Данный стенд, созданный в Военно-воздушной инженерной академии им. Н.Е. Жуковского, предназначен для исследований физической картины течения воздуха в тяговом модуле (ТМ) и получения его характеристик, в том числе с эжекторным усилителем тяги.

Генератором сжатого воздуха при проведении испытаний служит энергетическая установка — высотная установка (ВУ). Максимальное давление воздуха, обеспечиваемое ВУ, при расходах воздуха, требуемых для испытаний моделей (до 1 кг/с), составляет 0,4—0,5 МПа (при максимальной производительности компрессорной станции до 3,5 кг/с).

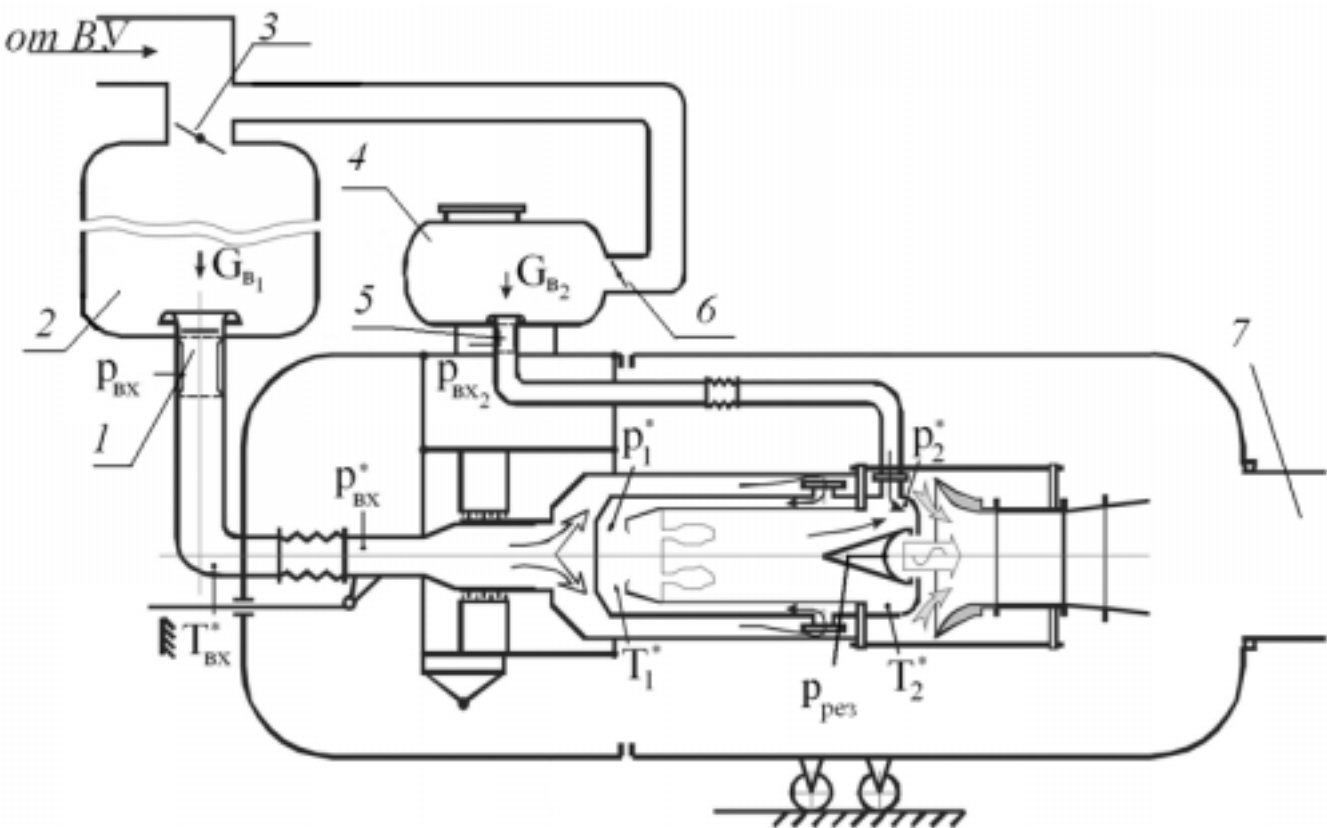


Рис. 1. Схема экспериментального стенда ЭС-3М

Температура подаваемого сжатого воздуха регулируется в пределах 225—375 К. Сжатый и осушенный воздух от ВУ по трубопроводу подается к стенду через два ресивера 2 и 4, которые предназначены для сглаживания пульсаций, выравнивания и стабилизации параметров потоков воздуха перед поступлением их в мерные устройства с лемнискатами.

Первичный воздух с расходом  $G_{B1}$  подается в газогенератор модели через мерное устройство с лемнискатой 1, а вторичный воздух с расходом  $G_{B2}$  поступает к смесителю модели, установленному перед кольцевым соплом, через мерное устройство с лемнискатой 5. Независимое регулирование давлений и расходов воздуха в контурах возможно с помощью дросселей 3 и 6, управляемых электромоторами. Выброс выхлопных газов осуществляется через выходной трубопровод 7.

Расходы воздуха  $G_{B1}$  и  $G_{B2}$  измеряются мерным устройством 1 и 5 соответственно.

Полное давление на входе в реактор  $p_1^*$ , полное давление на входе в резонатор  $p_2^*$ , а также статическое давление в мерном устройстве с лемнискатой  $p_{BX}$  измеряются образцовым манометром, модель 1227.

Температуры  $T_1^*$  и  $T_2^*$  определяются платинородиевыми термопарами в комплекте с автоматическими уравнивающими потенциометрическими мостами. Предусмотрено охлаждение термопар водой.

Задачами экспериментального исследования тягового модуля ПуДД, наряду с изучением физической картины течения газа в резонаторе, является получение тяговых характеристик, которые на данной установке определяются электрическим тензодатчиком путем непосредственного замера силы тяги в процессе эксперимента.

В данной работе рассматривается схема ПуДД [2], которая не имеет аналогов в мировой практике. Основным элементом рассматриваемого двигателя является единичный пульсирующий тяговый модуль (рис. 2) [3]. Он предназначен для осуществления двухстадийного сгорания топлива и создания реактивной тяги за счёт высоких скоростей истечения продуктов сгорания. Данный тяговый модуль состоит из двух основных элементов: реактора и резонатора. Реактор предназначен для предварительной подготовки топливоздушная смеси. На входе в реактор подается сжатый воздух от постороннего источника, именуемого генератором сжатого воздуха (ГСВ).

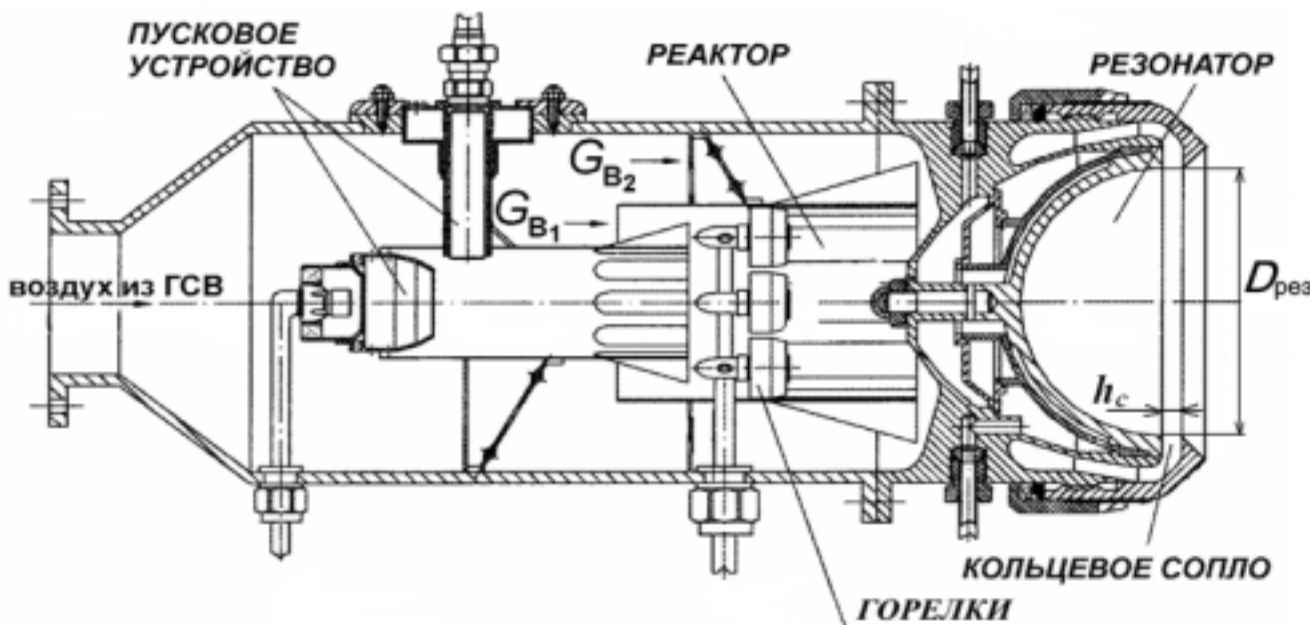


Рис. 2. Конструктивная схема единичного тягового модуля ПудД

Подготовленная ТВС подаётся в резонатор, имеющий форму шарового сегмента, через кольцевое сопло, установленное в выходной плоскости резонатора. В резонаторе такой формы за счёт эффекта Гартмана—Шпренгера возникают высокочастотные пульсации потока, а в центре резонатора происходит значительное местное повышение мгновенных пиковых значений давления и температуры, достаточных для осуществления второй стадии процесса горения — быстрого сгорания горючей смеси в волнах сжатия.

**Результаты экспериментальных исследований**

Экспериментальные исследования предполагается провести в три этапа.

1. «Холодные» продувки (без сжигания топлива), включающие проведение испытаний тягового модуля увеличенной размерности. Все предшествующие результаты были получены на резонаторах, имеющих диаметр выходного сечения  $D_{рез} = 70$  мм [4]. На стенде ЭС-3М впервые установлен и исследуется резонатор, имеющий  $D_{рез} = 90$  мм, что даёт возможность увеличить расход воздуха и, соответственно, тягу одного тягового модуля. При проведении экспериментов также использовались экви-

валентные звуковые сопла различного диаметра, которые устанавливались вместо резонатора.

2. «Горячие» продувки (с двухстадийным сжижением топлива), основной целью которых является оптимизация рабочего процесса по составам смеси, получение данных по удельной тяге  $P_{уд}$  и удельному расходу топлива  $C_{уд}$  ТМ (при  $D_{рез} = 90$  мм).

3. Испытания эжекторного усилителя тяги (ЭУТ) в нестационарной струе. Задачей данного этапа является оптимизация геометрии ЭУТ и получение опытных данных по величинам коэффициентов усиления тяги.

В данной работе представлены результаты по первому этапу.

Проведена серия запусков в широких диапазонах давлений. Замерялись температуры, давления и тяга.

Исходные геометрические параметры ТМ представлены в табл. 1.

В таблице  $h_c$  — ширина щели в критическом сечении сопла (см. рис. 2);  $S_{рез}$  — площадь резонатора;  $d_{лем}$  — диаметр лемнискаты 1 (см. рис. 1);  $F_{лем}$  —

площадь лемнискаты;  $q = \frac{S_{рез}}{S_{кол.с}} = \frac{D_{рез}}{4h_c}$  — параметр,

Таблица 1

$h_c$ , мм	1,5	3,15	4,2	2,5	6,7	3,3	2	2,2	3,5	4	6,9	2,4
$S_{рез}$ , см <sup>2</sup>	4,24	8,90	11,48	7,07	18,94	9,33	5,65	6,22	9,89	11,31	19,5	6,78
$d_{лем}$ , мм	35	35	35	35	44	44	44	44	44	44	44	44
$F_{лем}$ , см <sup>2</sup>	9,62	9,62	9,62	9,62	15,2	15,2	15,2	15,2	15,2	15,2	15,2	15,2
$q$	15	7,14	5,35	9	3,36	6,82	11,25	10,22	6,43	5,62	3,26	9,37

характеризующий отношения площади резонатора  $S_{рез}$  к площади кольцевого сопла резонатора  $S_{кол.с}$ .

Было проведено сравнение величин удельной тяги  $P_{уд} = \frac{P}{G_{в2}}$  и тяги  $P$  в ТМ, замеренных экспериментально и рассчитанных по параметрам потока для эквивалентных звуковых сопел и сопел Лаваля.

Сравнение кольцевого сопла резонатора с эквивалентным звуковым соплом производилось непосредственно по замеренным тягам. На рис. 3 представлены зависимости  $P/S$  (отношение тяг к площади кольцевого сопла резонатора, эквивалентного звукового сопла или сопла Лаваля, т.е. тяговая эффективность) от давления  $p_2^*$ , которые могут быть аппроксимированы линейной зависимостью.

Анализ данных показал, что в отдельных сборах (при определенных значениях  $h_c$  и давлениях  $p_2^*$ ) тяга ТМ с резонатором превышает не только замеренную тягу эквивалентного звукового сопла, но и расчетную тягу сопла Лаваля. Впоследствии эти закономерности проверялись и подтвердились на стенде НТЦ им. А. Люльки. Возможно, это обусловлено воздействием высокоскоростных пульсаций и ударно-волновых процессов, которые могут вызывать подсос воздуха в резонатор из окружающей атмосферы.

При подогреве воздуха на входе в резонатор в электроподогревателе до температур более 650—

700 К происходит значительное увеличение тяги в сопле-резонаторе (на 30—35 %). Данное явление может быть названо «запуском» кольцевого сопла с резонатором.

На рис. 4 представлены изменения тяг при различных геометрических параметрах ТМ (параметр  $q_{рез}$ ) в диапазонах давлений на входе в модель  $p_{вх}^* = 0,2 \div 0,5$  МПа. Как видно, максимальная тяга соответствует значению параметра  $q_{рез} \gg 5$ .

В полости резонатора были установлены четыре датчика давления с преобразователем избыточного давления «САПФИР-22ДИ» (точки 12, 9, 10, 11 на рис. 5,а), для качественной оценки течения потока воздуха в резонаторе.

На рис. 5,б показано отношение давления в резонаторе  $p_{рез}$  к полному давлению на выходе из резонатора  $p_2^*$ . При скорости, равной скорости звука  $\lambda_c = 1$ , перепад равен критическому  $\pi(\lambda_c) = 1,89$ .

Таблица 2

$p_{рез}/p_2^*$	M	$\lambda_c$
0,20	1,71	2,21
0,30	1,43	1,75
0,40	1,22	1,38
0,50	1,05	1,08
<b>0,53</b>	<b>1,00</b>	<b>1,00</b>
0,60	0,89	0,81
0,70	0,73	0,58
0,80	0,57	0,37

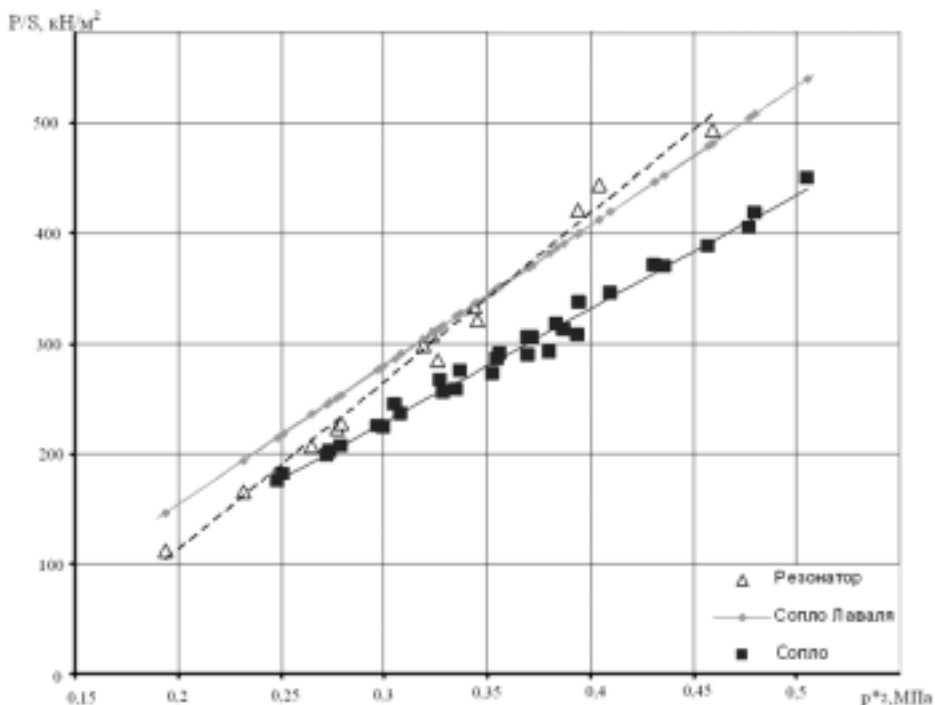


Рис. 3. Зависимость  $P/S$  от давления  $p_2^*$

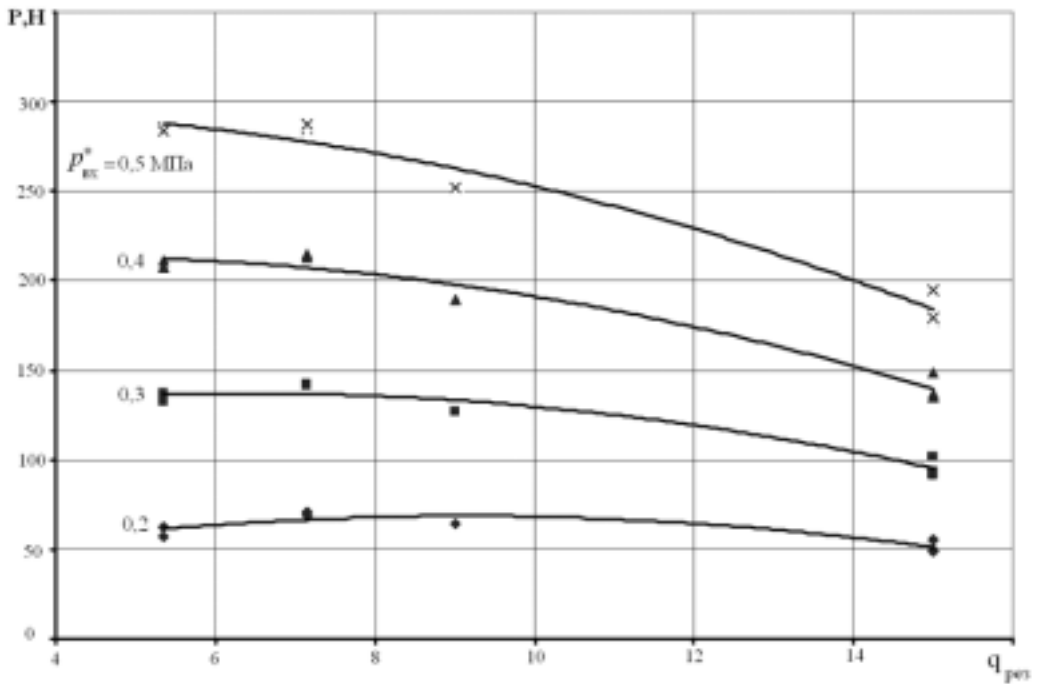
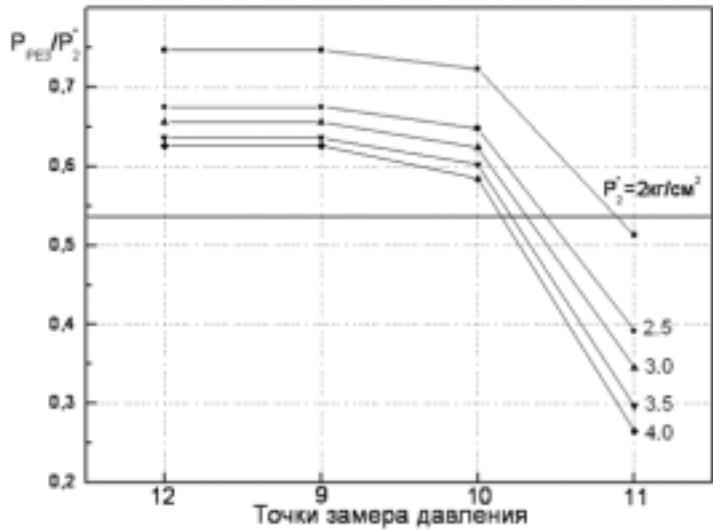


Рис. 4. Зависимость тяги  $P$  от параметра  $q_{\text{рез}}$  при различных значениях давления  $p_{\text{вх}}^*$



а)



б)

Рис. 5.

Схема расположения датчиков давления в полости резонатора (а) и график распределения давления по точкам замера (б)

Таким образом, отношение давлений  $p_{\text{рез}}/p_2^* = 1/1,89 = 0,53$  (на графике показано сплошной линией). Следовательно, если отношение давлений  $p_{\text{рез}}/p_2^* > 0,53$ , то течение — дозвуковое; если отношение меньше 0,53 — сверхзвуковое (табл. 2, где

$M$  — число Маха,  $\lambda_c$  — приведенная скорость газового потока в резонаторе). Из рис. 5,б можно сделать вывод, что в центре резонатора течение дозвуковое, а на периферии оно имеет сверхзвуковую скорость.

## Выводы

1. Тяговая эффективность сопел с резонатором по параметру P/S во всех случаях оказывается более высокой, чем у эквивалентных звуковых сопел.
2. Реактивная тяга, создаваемая кольцевым соплом с резонатором, может быть на режимах запуска при одинаковых условиях на входе в сопло резонатора (при давлении  $p_2^* > 0,32$  МПа) выше тяги идеального сопла Лавалья.

## Summary

Tests are described and analyzed for a thrust module of knocking combustion pulsejet engine. This advanced engine was tested on a special experimental bench. An operation of the thrust module investigated with the bench is based on the Hartmann-Sprenger effect. High-frequency self-oscillation arise within the thrust module resonator shaped as a segment of sphere for some combinations of geometrical and gas-dynamical parameters of the resonator. Reasonable geometrical and gas-dynamical parameters of the thrust module are determined for forthcoming tests with ejector thrust enhancer for the non-steady pulsating stream case.

## Библиографический список

1. *Нечаев Ю.Н., Тарасов А.И.* Новый подход к организации рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей // Полет. 2000. №8.
2. *Пушкин Р.М., Тарасов А.И.* Способ получения тяги и устройство для получения тяги. Патент СССР № 1672933 от 22.04.1991 г., с приоритетом от 30.11.1989 г.
3. *Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М.* и др. Теория авиационных двигателей. Часть 2. — М.: Изд-во ВВИА им. Н.Е.Жуковского, 2006.
4. *Левин В.А., Смехов Г.Д., Тарасов А.И.* и др. Расчетно-экспериментальные исследования модели пульсирующего детонационного двигателя. Препринт № 42-98. Институт механики МГУ. 1998.

Московский авиационный институт  
Статья поступила в редакцию 16.11.2007