

УДК 519.63 + 533.697.24  
DOI 10.17223/19988621/43/5

Е.Я. Брагунцов, Д.А. Внучков, В.М. Галкин, И.В. Иванов, В.И. Звегинцев

## ИСПЫТАНИЯ КОЛЬЦЕВОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ИЗОЭНТРОПИЧЕСКОГО СЖАТИЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Для апробации предложенной ранее методики профилирования кольцевых сверхзвуковых воздухозаборников изэнтропического сжатия разработана конструкция открывающегося бокового секторного воздухозаборника. Проведены испытания воздухозаборника в аэродинамической трубе, в которых впервые осуществлен процесс открывания и закрывания бокового воздухозаборника в сверхзвуковом набегающем потоке. По фотографиям течения видно, что в исследованном диапазоне чисел Маха ( $M = 2.5-4$ ) воздухозаборник после открывания находится в запущенном состоянии.

**Ключевые слова:** сопло, воздухозаборник, сверхзвуковое течение, идеальный газ, обращенное течение, открывающийся воздухозаборник.

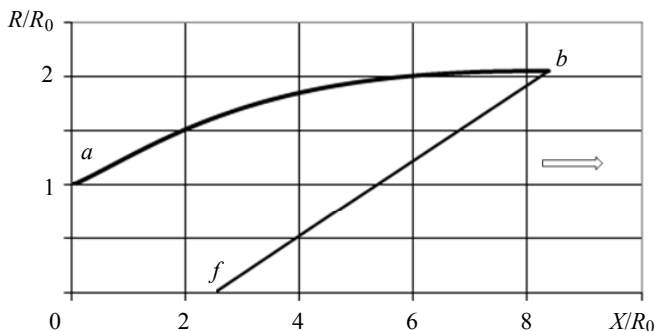
Воздухозаборники прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД), как правило, изготавливаются либо с носовым (лобовым), либо с боковым расположением относительно корпуса летательного аппарата [1] и выполняют свою роль в создании тяги силовой установки только на маршевом участке траектории полета. На участке разгона и при полете с неработающим ПВРД воздухозаборники вместе с проточным трактом создают значительное аэродинамическое сопротивление, которое существенно снижает дальность полета аппарата. Известны предложения по созданию открывающихся и закрывающихся в полете боковых воздухозаборников [2], но реальность таких конструкций до сих пор не подтверждена на практике. В данной работе была поставлена задача создания реальной конструкции открывающегося бокового воздухозаборника с демонстрацией процесса его открывания в сверхзвуковом потоке воздуха.

При разработке конструкции воздухозаборника использовалась разработанная ранее [3–5] технология проектирования кольцевых воздухозаборников как задача обращения сверхзвукового изэнтропического течения в осесимметричном сопле. Геометрические размеры воздухозаборника подбирались таким образом, чтобы его длина и максимальные поперечные размеры в раскрытом состоянии позволяли проводить испытания в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН.

### Построение контура воздухозаборника

Общая технология проектирования кольцевых воздухозаборников как задача обращения сверхзвукового изэнтропического течения в осесимметричном сопле описана в [3–5]. При этом в алгоритме используется программа [6]. В соответствии с этой технологией для построения воздухозаборника данной работы, прежде всего, был построен безразмерный контур классического осесимметричного сопла без центрального тела (рис. 1). Рассматривалось течение совершенного идеально-го газа с показателем адиабаты  $\gamma = 1.4$ . Число Маха на входе сопла  $M_1 = 1$ , на вы-

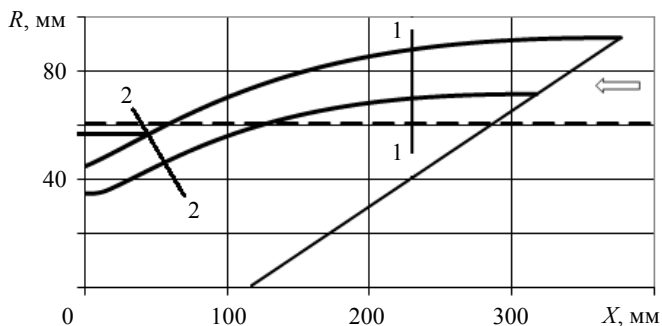
ходе сопла  $M_2 = 3$ . Линейные размеры  $R$  и  $X$  отнесены к  $R_0$  – размеру минимального сечения



**Рис. 1.** Контур исходного осесимметричного сопла.  $ab$  – контур сопла с угловой точкой,  $fb$  – равномерная характеристика на выходе

**Fig. 1.** Contour of the original axisymmetric nozzle.  $ab$  line is the contour of the nozzle with an angular point,  $fb$  line is the uniform characteristic at the output

На следующем шаге производилось масштабирование контура сопла для получения кольцевого воздухозаборника с требуемыми геометрическими характеристиками. Геометрические размеры воздухозаборника подбирались таким образом, чтобы максимальные поперечные размеры в раскрытом состоянии не превышали 200 мм и позволяли проводить испытания в аэродинамической трубе Т-313. Полученный контур воздухозаборника в размерном виде приведен на рис. 2. Контур состоит из верхней и нижней обечайек, которые соответствуют трубкам тока в исходном сопле с относительным расходом  $G/G_{\max} = 1$  и  $G/G_{\max} = 0.6$ . По требованиям компоновки сечение входа (между двумя обечайками) размещается над поверхностью цилиндра радиусом 61 мм, а сечение выхода находится внутри этого цилиндра. Нижняя обечайка поднята над поверхностью цилиндра на 11 мм в соответствии с ожидаемой толщиной пограничного слоя на цилиндре. Характерные размеры воздухозаборника приведены в табл. 1 в колонке «исходный контур».



**Рис. 2.** Контур изоэнтропического кольцевого воздухозаборника.

Пунктир – радиус цилиндрического центрального тела;

1–1 сечение входа; 2–2 сечение горла

**Fig. 2.** Contour of the annular isentropic air inlet. The dotted line is the radius of the central cylindrical body; 1–1, input section; 2–2, throat section

Далее контур был подвергнут дополнительной корректировке для выполнения следующих условий (рис. 2):

Из условий запуска канала внутреннего сжатия угловая точка верхней обечайки была перенесена ближе к входу (из положения  $X = 0$  мм в положение  $X = 46$  мм). За счет этого было увеличено критическое сечение канала 2–2, т.е. относительная площадь горла стала  $F_2/F_1 = 0.3896$  вместо исходного значения 0.2361.

По соображениям уменьшения общей длины сечение входа 1–1 было перенесено из положения  $X = 376.64$  мм в положение  $X = 230$  мм. При этом появился угол наклона верхней обечайки к потоку ( $4.17^\circ$ ) и отрицательный угол наклона нижней обечайки ( $-2.52^\circ$ ).

Характерные размеры исходного и укороченного воздухозаборников приведены в табл. 1.

Таблица 1

**Сравнение характерных размеров воздухозаборника до и после корректировки**

Параметр	Исходный контур	Укороченный контур
<b>В х о д</b>		
Радиус верхней обечайки, мм	92.60	88.28
Длина верхней обечайки, мм	376.64	183.8
Угол наклона стенки, град.	0	4.17
Расстояние верхней обечайки от корпуса, мм	31.60	27.28
Радиус нижней обечайки, мм	71.73	70.12
Длина нижней обечайки, мм	317.61	173.8
Угол наклона стенки, град.	0	-2.52
Расстояние нижней обечайки от корпуса, мм	10.73	9.12
Площадь захватываемой струи, мм <sup>2</sup>	10774	9037
<b>Г о р л о</b>		
Радиус верхней обечайки, мм	45.00	57.29
Угол наклона стенки, град.	11.58	14.91
Радиус нижней обечайки, мм	34.86	46.49
Угол наклона стенки, град.	0	13.81
Площадь горла, мм <sup>2</sup>	2544	3520
Относительная площадь горла $F_2/F_1$	0.2361	0.3896
Число Маха в горле	1	2

**Конструкция модели**

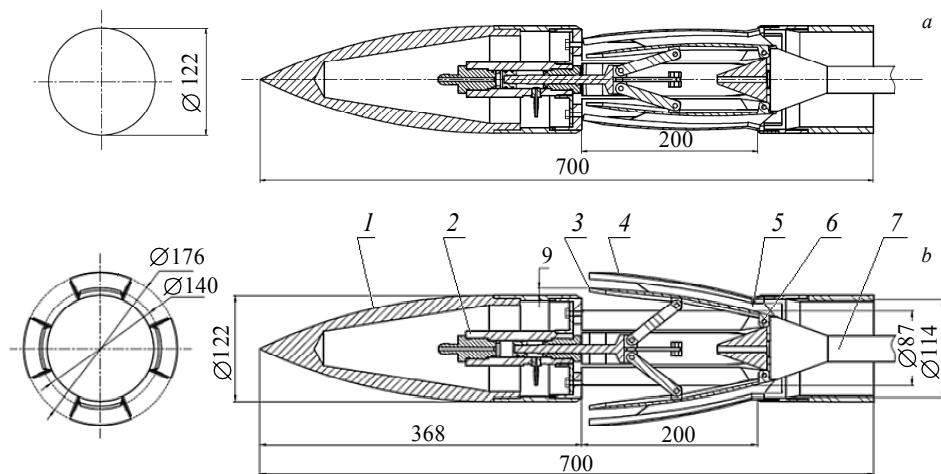
Общий вид разработанной модели открывающегося 4-секторного бокового воздухозаборника показан на рис. 3 и рис. 4.

Модель летательного аппарата для установки бокового воздухозаборника выполнена в виде цилиндра с габаритным диаметром 122 мм. Общая длина модели 700 мм. Основные геометрические характеристики воздухозаборника показаны в табл. 2.

Таблица 2

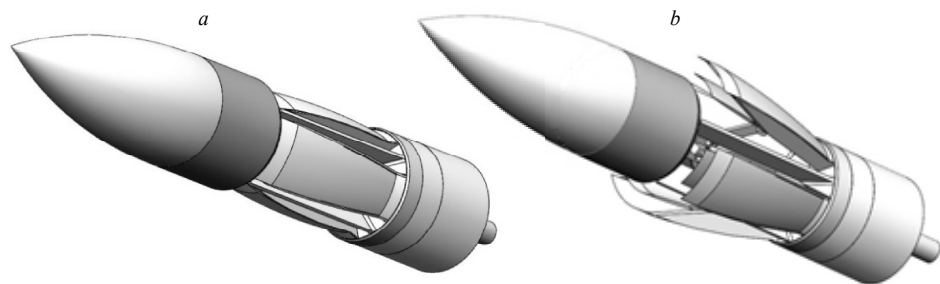
**Основные геометрические характеристики 4-секторного воздухозаборника**

Параметр	Значение
Площадь входа секторов $F_1$ , мм <sup>2</sup>	4×1150
Площадь горла секторов $F_2$ , мм <sup>2</sup>	4×538
Относительная площадь горла $F_2/F_1$	0.4678



**Рис. 3.** Схема открывающегося 4-секторного воздухозаборника: *a* – закрытое положение, *b* – открытое положение: 1 – носовая часть; 2 – пневмоцилиндр; 3 – нижняя обечайка; 4 – верхняя обечайка; 5 – горло; 6 – ось вращения; 7 – державка

**Fig. 3.** Scheme of the 4-sectioned air inlet: (*a*) closed position and (*b*) open position: 1, nose; 2, pneumatic cylinder; 3, bottom cowl; 4, upper cowl; 5, throat; 6, axis of rotation; 7, axial holder



**Рис. 4.** Общий вид 4-секторного воздухозаборника:

*a* – закрытое положение, *b* – открытое положение

**Fig. 4.** General view of the 4-sectioned air inlet:

(*a*) closed position and (*b*) open position

Носовая часть (1) имеет оживальную форму. Отсек воздухозаборника занимает длину 200 мм. В отсеке размещаются 4 открывающихся сектора с углом  $40^\circ$ , между которыми имеются продольные перегородки толщиной 2 мм, обеспечивающие жесткость всей конструкции. Каждый сектор состоит из верхней (4) и нижней (3) обечайек, жестко соединенных между собой тонкими боковыми щеками (рис. 3). Обечайки спрофилированы в соответствии с описанной выше процедурой и образуют сужающийся канал сжатия и горло (5). После горла поток воздуха из каждого сектора вытекает в расширяющийся кольцевой канал ( $F_3/F_2 = 4.4$ ), после которого может быть установлена камера сгорания.

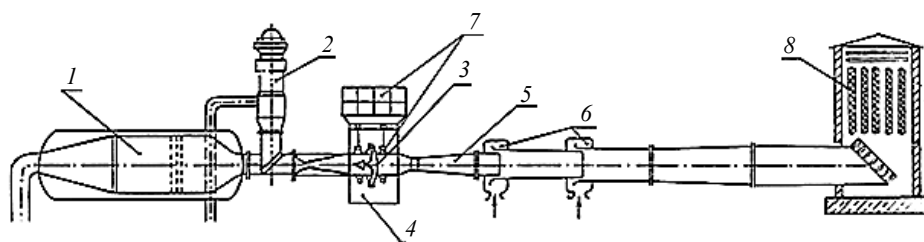
Для раскрытия секторов воздухозаборника используется пневмоцилиндр (2) с диаметром поршня 20 мм, установленный по оси модели и соединенный с ниж-

ней обечайкой каждого сектора при помощи рычажной системы. Рабочее давление в цилиндре до 10 МПа. При подаче давления в полость «на открытие» шток пневмоцилиндра перемещается по потоку на 30 мм, и рычаги одновременно выдвигают из корпуса все 4 сектора, поворачивая их относительно соответствующих осей вращения (6). В процессе выдвигания задние кромки верхней и нижней обечайки упираются в цилиндрический корпус и в корпус центрального тела, образуя герметизированный стык и проток воздуха из сектора в расширяющийся канал. За счет подгонки стыкуемых поверхностей обеспечивается точное фиксированное положение верхней и нижней обечайки относительно цилиндрического корпуса в открытом состоянии секторов. При подаче давления в полость «на закрытие» шток пневмоцилиндра перемещается против потока и рычаги одновременно прячут в корпусе все 4 подвижных сектора. Для крепления модели в аэродинамической трубе предусмотрена хвостовая державка (7) диаметром 30 мм.

### Условия испытаний

Испытания проводились в сверхзвуковой трубе Т-313 ИТПМ СО РАН [7]. Целью первых испытаний модели воздухозаборника в аэродинамической трубе являлась, прежде всего, визуальная проверка работы механизма открытия и закрытия секторов воздухозаборника в условиях набегающего сверхзвукового потока воздуха. Кроме того, при помощи визуализации течения на входе в воздухозаборник предполагалось установить факт реализации запущенного состояния канала сжатия.

Аэродинамическая труба Т-313 ИТПМ СО РАН (рис. 5) является установкой периодического действия. Труба оснащена плоскими сменными соплами, которые обеспечивают рабочий диапазон чисел Маха потока от  $M = 1.75$  до  $M = 7$ . Рабочая часть имеет прямоугольное сечение размером  $0.6 \times 0.6 \times 2$  м и помещена в так называемую камеру давления, служащую для размещения в ней плавающей рамы механизма внешних механических аэродинамических весов и механизма изменения угла атаки. За рабочей частью последовательно расположены сверхзвуковой диффузор, система из двух эжекторов и шахта шумоглушения.



**Рис. 5.** Контур аэродинамической трубы Т-313 ИТПМ СО РАН. 1 – форкамера; 2 – подогреватель; 3 – рабочая часть; 4 – камера давления; 5 – сверхзвуковой диффузор; 6 – эжекторы; 7 – аэродинамические весы; 8 – шахта шумоглушения

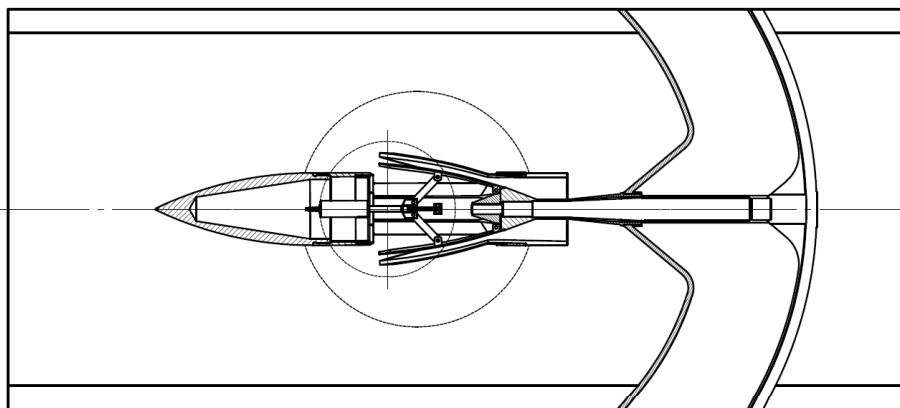
**Fig. 5.** Circuit of the T-313 wind tunnel, Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch Russian Academy of Sciences. 1, settling chamber; 2, heater; 3, working section; 4, pressure chamber; 5, supersonic diffuser; 6, ejectors; 7, aerodynamic balance; 8, silencer

Время одного пуска Т-313 составляет от 3 до 10 мин, в зависимости от рабочего режима. Рабочий воздух в тракт трубы подается от накопительных баллонов – газгольдеров с давлением до 1.8 МПа, которые наполняются воздухом, посту-

пающим от турбокомпрессорной станции. Два эжектора трубы и максимально допустимое давление торможения потока в 1.6 МПа позволяют варьировать числа Рейнольдса в рабочей части трубы в пределах  $Re = (5-70) \cdot 10^6$  1/м. Механизм изменения угла атаки позволяет осуществлять отклонение модели в потоке в диапазоне углов атаки от  $-4^\circ$  до  $+22^\circ$ .

Относительные среднеквадратические отклонения чисел Маха в зоне расположения моделей не превышают 0.5 % при  $M = 2-4$ . Погрешность определения параметров торможения составляет 0.1–0.3 %, точность определения угла атаки не хуже  $\pm 0.05^\circ$ .

Испытываемая модель устанавливалась на осевой державке силоизмерительного механизма аэродинамической трубы под нулевым углом атаки (рис. 6). За счет подбора длины державки обеспечивалось размещение входного сечения воздухозаборника в поле зрения оптической системы трубы.



**Рис. 6.** Установка модели воздухозаборника в рабочей части трубы Т-313.

Окружности показывают поле зрения оптической системы

**Fig. 6.** Arrangement of the air inlet in the working section of the T-313 wind tunnel.

The circles denote the field of view of the optical system

После выхода аэродинамической трубы на рабочий режим производилось открывание и закрывание секторов воздухозаборника в набегающем потоке путем подачи сжатого воздуха на пневмоцилиндр внутри модели. При этом производилась скоростная видеосъемка процесса открывания и закрывания, с визуализацией течения на входе в воздухозаборник шлирен-методом. Визуализация течения выполнялась через теневой прибор ИАБ-45, с помощью высокоскоростной цифровой видеокамеры Phantom v310M. Видеорегистрация осуществлялась с разрешением  $512 \times 384$  пикселей, со скоростью записи 300 кадров в секунду и с экспозицией кадра 2 мкс.

Всего было выполнено около 20 опытов с открыванием воздухозаборника. В табл. 3 представлены типичные параметры потока в аэродинамической трубе Т-313, при которых производились испытания секторного изоэнтропического воздухозаборника (здесь:  $P_0$  и  $T_0$  – давление и температура в форкамере,  $M$  – число Маха в рабочей части,  $Re$  – единичное число Рейнольдса,  $q$  – скоростной напор набегающего потока).

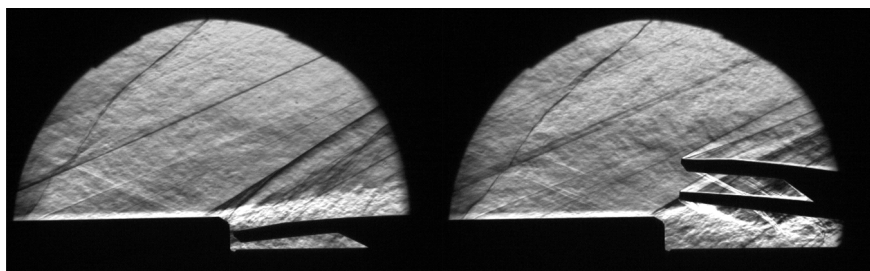
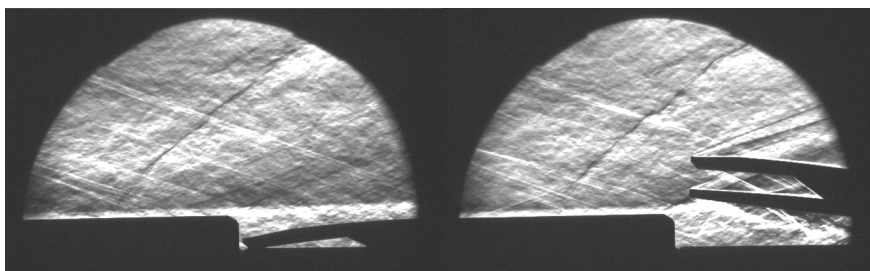
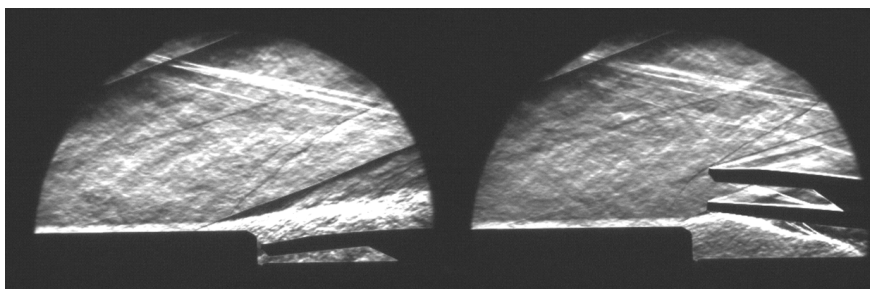
Таблица 3

## Типичные условия испытаний в Т-313

Параметры режимов при испытаниях в Т-313					
Опыт №№	$P_0$ , кПа	$T_0$ , К	$M$	$Re \cdot 10^{-6}$ , 1/м	$q$ , кПа
3855	266.3	282	2.53	33.3	84.3
3858	415.0	280	3.05	34.6	68.6
3850	1028.2	287	4.05	50.9	72.4

## Результаты испытаний

На рис. 7–9 показаны фотографии обтекания одного из секторов воздухозаборника в закрытом (левая фотография) и в открытом (правая фотография) положении.

Рис. 7. Опыт 3855;  $M = 2.53$ Fig. 7. Test 3855,  $M = 2.53$ Рис. 8. Опыт 3858;  $M = 3.05$ Fig. 8. Test 3858,  $M = 3.05$ Рис. 9. Опыт 3850;  $M = 4.05$ Fig. 9. Test 3850,  $M = 4.05$

На поверхности модели перед входом в воздухозаборник хорошо виден пограничный слой толщиной 4–5 мм. Изменение числа Рейнольдса в 2 раза практически не влияет на видимую толщину пограничного слоя. Для открывания в пневмоцилиндр подавался сжатый воздух с давлением порядка 1 МПа. Аэродинамическое сопротивление способствовало процессу открывания, поэтому открывание секторов воздухозаборника происходило быстро (примерно за 0.05 с). После открывания пограничный слой попадает под нижнюю обечайку и не влияет на течение внутри контура сжатия. Внутри воздухозаборника виден скачок уплотнения от верхней обечайки и веер волн разрежения от нижней обечайки. Это обозначает, что внутренний тракт запускается сразу после открывания и остается в запущенном состоянии вплоть до закрывания. Для закрывания в пневмоцилиндр подавалось давление порядка 7 МПа, после чего происходило закрывание в течение 0.25–0.28 с. Увеличение давления в пневмоцилиндре и замедление процесса закрывания объясняются необходимостью преодоления высоких аэродинамических нагрузок на сектора воздухозаборника, в отличие от процесса открывания.

### Заключение

Выполнена практическая реализация предложенной ранее методики профилирования кольцевых сверхзвуковых воздухозаборников изэнтропического сжатия. Разработана конструкция открывающегося секторного воздухозаборника, рассчитанного на число Маха набегающего потока  $M = 3$ . Проведены испытания воздухозаборника в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН в диапазоне  $M = 2.5$ –4. Впервые осуществлен процесс открывания и закрывания бокового воздухозаборника в сверхзвуковом набегающем потоке. Открывание воздухозаборника происходило за 0.05 с, а закрывание за 0.25 с. Получены фотографии открытого и закрытого состояния воздухозаборника в сверхзвуковом потоке. По фотографиям видно, что при открывании воздухозаборник запускается в исследованном диапазоне чисел Маха и остается в запущенном состоянии на протяжении рабочего режима аэродинамической трубы.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верховомов В.К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета) / под ред. Л.С. Яновского. М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. 343 с.
2. Медведев В.Т. Воздухозаборник. Патент РФ 2078717 от 10.05.1997.
3. Галкин В.М., Звегинцев В.И. Построение туннельных осесимметричных сверхзвуковых воздухозаборников // Известия Томского политехнического университета. Т. 326. № 4. 2015. С. 117–124.
4. Галкин В.М., Внучков Д.А., Звегинцев В.И. Газодинамическое конструирование туннельного осесимметричного воздухозаборника изэнтропического сжатия // Прикладная механика и техническая физика. № 5. 2015. С. 111–118.
5. Галкин В.М., Звегинцев В.И., Внучков Д.А. Исследование кольцевых сверхзвуковых воздухозаборников изэнтропического сжатия // Теплофизика и аэромеханика. № 5. 2016. С. 671–681.
6. Галкин В.М. Программа расчета вдоль линий С+ параметров течения газа в осесимметричном сверхзвуковом сопле методом характеристик (РА1). Рег. № 2006612845 (10.08.2006) // Официальный бюллетень ФГУ ФИПС «Программы для ЭВМ. Базы данных. Топологии интегральных микросхем». 2006. № 4(57). С. 138.



7. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч.1 Аэродинамические трубы и газодинамические установки: учебник. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2005. 220 с.

Статья поступила 11.08.2016 г.

Bragutsov E.Ya., Vnuchkov D.A., Galkin V.M., Ivanov I.V., Zvegintsev V.I. (2016) TEST OF THE ANNULAR SUPERSONIC AIR INLET WITH ISENTROPIC COMPRESSION IN THE WIND TUNNEL. *Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 5(43). pp. 43–52

DOI 10.17223/19988621/43/5

In this paper, the practical implementation of the previously proposed design method of the annular supersonic air inlet with isentropic compression is considered. In the beginning, the contour of the annular supersonic nozzle is calculated. Here, the ideal gas is isentropically accelerated from  $M = 1$  to  $M = 3$ . When the flow direction turns around 180 degrees, the walls of the nozzle and each flow line can be considered as compression surfaces for the supersonic air inlet. In this study, two flow lines with relative mass flow rate equal to 1.0 and 0.6 were chosen as inlet compression surfaces. Then, the theoretical contour was transformed into a real inlet profile in accordance with the given restrictions. The profile was transformed into four sectors with possibilities of both folding and unfolding inside and outside the central cylindrical body of 120 mm in diameter. The movement of the sectors is implemented by pneumatic cylinder at air pressure up to 10 MPa.

The resulting air inlet model was tested in the wind tunnel at Mach number varying from  $M = 2.5$  to  $M = 4$ . Over the course of experiments, the process of both inlet folding and unfolding in the supersonic air flow was demonstrated. The time of folding and unfolding was 0.25 and 0.05 s, respectively. According to the shadow visualization results in each inlet sector in the working position, the flow pattern complies with theoretical predictions.

Keywords: nozzle, air inlet, supersonic flow, ideal gas, reversed flow, opening inlet.

*BRAGUTSOV Egor Yakovlevich* (Candidate of Technical Sciences, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russian Federation)

E-mail: braeg@yandex.ru

*VNUCHKOV Dmitry Aleksandrovich* (Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russian Federation)

E-mail: vnuchkov@itam.nsc.ru

*GALKIN Vladislav Mikhailovich* (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk Polytechnic University, Tomsk, Russian Federation)

E-mail: vlg@tpu.ru

*IVANOV Igor Vladimirovich* (Candidate of Technical Science, JSC «SPA SPLAV», Tula, Russian Federation)

E-mail: ivaig@rambler.ru

*ZVEGINTSEV Valery Ivanovich* (Doctor of Technical Sciences, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russian Federation)

E-mail: zvegin@itam.nsc.ru

## REFERENCES

1. Aleksandrov V.N., Bytskevich V.M., Verkholomov V.K., et al. (2010) *Integral'nye pryamo-tochnye vozdušno-reaktivnye dvigateli na tverdykh toplivakh (Osnovy teorii i rascheta)* [Integral solid fueled ramjets (Fundamentals of theory and calculations)]. Moscow: Akademkniga.
2. Medvedev V.T. *Vozdukhobornik*. Patent RU 2078717, 10.05.1997.
3. Galkin V.M., Zvegintsev V.I. (2015) Postroenie tunnel'nykh osesimmetrichnykh sverkhzvukovykh vozdukhobornikov [Forming of ducted axisymmetric supersonic air inlets]. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta – Bulletin of Tomsk Polytechnic University*. 326(4). pp. 117–124.
4. Galkin V.M., Vnuchkov D.A., Zvegintsev V. I. (2015) Gas-dynamic design of an axisymmetric tunnel air inlet with isentropic compression. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 56(5). pp. 831–837. DOI:10.1134/S0021894415050090.
5. Galkin V.M., Zvegintsev V. I., Vnuchkov D.A. (2016). Investigation of annular supersonic inlets with isentropic compression. *Thermophysics and Aeromechanics*. 5. pp. 671–681.
6. Galkin V.M. (2006) Programma rascheta vdol' linij C+ parametrov techeniya gaza v osesimmetrichnom sverkhzvukovom sope metodom harakteristik (PA1) [Software for calculation gas flow in supersonic nozzle along the lines C+ by the method of characteristics (PA1)]. Reg. No. 2006612845 (10.08.2006) . *Oficial'nyj bjulleten' FGU FIPS "Programmy dlja JeVM. Bazy dannyh. Topologii integral'nyh mikroshem"*. No. 4(57). pp.138.
7. Kharitonov A.M. (2005) *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta. Ch.1 Aerodinamicheskie truby i gazodinamicheskie ustanovki. Uchebnik* [Techniques and Methods of Aerophysical Experiments. Part 1. Wind Tunnels and Gas-Dynamic Installations]. Novosibirsk: NGTU.