

## ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО КОНТУРА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

А.С. Ртищева

al.rtisheva@mail.ru

Центральный аэрогидродинамический институт  
имени профессора Н.Е. Жуковского,  
г. Жуковский, Московская обл., Российская Федерация  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Для перспективной трехрежимной аэродинамической трубы прямого типа с размером рабочей части  $1,2 \times 1,2$  м, предназначенной для наземных испытаний моделей ракетно-космических и авиационных летательных аппаратов, выполнено газодинамическое проектирование контура и численное моделирование течения для основных сверхзвуковых режимов ( $M = 2$ ;  $M = 4$ ). Газодинамическое проектирование контура аэродинамической трубы проведено на основе разрабатываемых в Центральном аэрогидродинамическом институте имени профессора Н.Е. Жуковского методик и опыта эксплуатации имеющихся установок. Рассмотрены как традиционные компоновки тракта с изгибом стенок всех элементов: сопла, рабочей части и диффузора в плоскости XY, так и альтернативные конструкторские разработки с изгибом стенок диффузора в плоскости XZ. При проведении численных исследований во всех областях тракта аэродинамической трубы программным комплексом ANSYS Fluent решались уравнения Навье — Стокса для вязкого и теплопроводного воздуха с использованием модели турбулентности (Spalart — Allmaras, SST). Исследовано влияние на характеристики течения угла раскрытия стенок рабочей части, компенсирующего увеличение толщины вытеснения пограничного слоя по длине. Показаны возможности получения достаточно равномерного потока с точностью реализации числа Маха  $\Delta M = \pm 0,005$  в области размещения модели. Проанализировано влияние геометрических параметров и граничных условий на эффективность работы сверхзвукового диффузора

### Ключевые слова

*Аэродинамическая труба, сопло, рабочая часть, диффузор, численное моделирование*

Поступила 17.02.2020

Принята 27.05.2020

© Автор(ы), 2021

**Введение.** Современные задачи развития экспериментальной базы Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ) и опыт работы с зарубежными партнерами показал, что в настоящее время наиболее популярными являются аэродинамические трубы (АДТ), рассчитанные на получение дозвуковых, звуковых и сверхзвуковых скоростей потока: АДТ Т-109 (ЦАГИ) с размером рабочей части  $2,25 \times 2,25$  м для чисел Маха  $M = 0,4-4$ ; АДТ Lockheed (США) с размером рабочей части  $1,22 \times 1,22$  м для  $M = 0,1-5$ ; АДТ FL-24 HSAI (Китай) с размером рабочей части  $1,2 \times 1,2$  м,  $M = 0,4-3$ ; АДТ NAL (Индия) с размером рабочей части  $1,52 \times 1,52$  м,  $M = 0,2-4,5$  и др.

Проектирование трехрежимной АДТ прямооточного типа с размером рабочей части  $1,2 \times 1,2$  м при параметрах торможения воздуха  $p_0 = 1,2 \dots 10$  атм,  $T_0 = 270 \dots 320$  К, предназначенной для проведения наземных испытаний моделей ракетно-космических и авиационных летательных аппаратов для чисел  $M = 0,2-4$ , требует решения ряда вопросов, в том числе связанных с формированием облика рабочего тракта (сопла, рабочей части, диффузора).

Таким образом, цель исследования заключается в разработке научно-технического сопровождения по созданию перспективной трехрежимной АДТ, реализующей высокие требования к точности получения параметров потока.

В настоящей работе рассмотрены результаты газодинамического проектирования и численного моделирования сверхзвукового контура АДТ для режимов  $M = 2$  и  $M = 4$ . Приведены варианты компоновки тракта с изгибом стенок всех элементов в плоскости  $XU$ , а также альтернативные конструкторские разработки с изгибом стенок диффузора в плоскости  $XZ$ . Выполнены расчеты по исследованию характеристик течения для предложенных вариантов. Показаны возможности получения достаточно равномерного течения в рабочей части с точностью реализации числа Маха в области размещения модели  $\Delta M = \pm 0,005$  и эффективного торможения потока в сверхзвуковом диффузоре.

**Постановка задачи.** Основной расчетной точкой для газодинамического проектирования является  $M = 1$  и необходимое достижение числа  $Re \geq 40 \cdot 10^6$  (на длине 1 м). В таблице приведены результаты расчета основных режимов работы АДТ, предлагаемые для реализации.

Газодинамическое проектирование контура осуществлялось на основе имеющегося опыта по разработке и эксплуатации АДТ ЦАГИ. Проверка и последующая коррекция геометрии предложенных вариантов,

а также поиск наилучшего контура выполнены на основе результатов численного моделирования.

### Основные режимы работы АДТ

M	$p_0$ , атм	$T_0$ , К	$\rho_0$ , кг/м <sup>3</sup>	$p$ , атм	$T$ , К	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$F_{p,ч}$ , м <sup>2</sup>	$F_{кр}$ , м <sup>2</sup>	$w$ , м/с	$G$ , кг/с	$Re \cdot 10^{-6}$
0,2	5,0	300	5,88	4,86	297,6	5,77	1,44	1,44	69,4	576,0	21,8
0,3	5,0	300	5,88	4,70	294,7	5,63	1,44	1,44	103,5	838,8	32,0
0,4	5,0	300	5,88	4,48	290,7	5,44	1,44	1,44	137,1	1073,6	41,4
0,5	5,0	300	5,88	4,22	285,7	5,21	1,44	1,44	169,9	1274,1	49,8
0,6	2,8	300	3,30	2,20	279,9	2,77	1,44	1,44	201,8	804,6	31,9
0,7	2,8	300	3,30	2,02	273,2	2,61	1,44	1,44	232,6	873,5	35,4
0,8	2,8	300	3,30	1,84	266,0	2,44	1,44	1,44	262,2	920,8	38,1
0,9	2,8	300	3,30	1,66	258,2	2,26	1,44	1,44	290,7	947,6	40,1
1,0	2,8	300	3,30	1,48	250,0	2,09	1,44	1,44	317,8	956,0	41,5
1,5	2,8	300	3,30	0,76	206,9	1,30	1,44	1,22	433,7	812,8	41,3
2,0	2,8	300	3,30	0,36	166,7	0,76	1,44	0,85	519,0	566,5	34,8
2,5	3,5	300	4,12	0,20	133,3	0,54	1,44	0,54	580,2	453,2	34,2
3,0	5,0	300	5,88	0,14	107,1	0,45	1,44	0,34	624,2	403,1	37,7
3,5	7,8	300	9,18	0,10	87,0	0,42	1,44	0,21	656,0	392,2	45,5
4,0	10,0	300	11,77	0,07	71,4	0,33	1,44	0,13	679,5	318,5	45,7

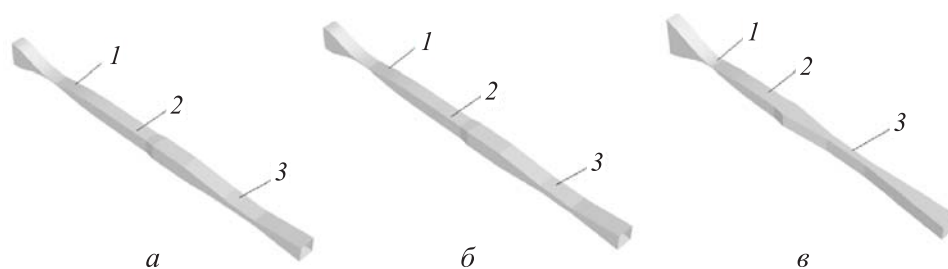
В работе использован подход, ранее применяемый в исследованиях газодинамики и процессов теплообмена в трактах Т-121, Т-122М и Т-117 [1–4]. Согласно этому подходу, во всех областях рабочего тракта (форкамере, сопле, рабочей части, диффузоре) программным комплексом ANSYS Fluent (лицензия ЦАГИ № 501024) решаются уравнения Навье — Стокса для вязкого и теплопроводного воздуха с использованием модели турбулентности (Spalart — Allmaras, SST).

Как показали результаты проверки сеточной сходимости, для получения качественного разрешения вязкого подслоя турбулентного пограничного слоя в пристеночной области, приемлемого разрешения скачков уплотнения и зон отрыва потока достаточно расчетной сетки, содержащей ~ 20 млн ячеек. Сетки с таким числом ячеек при проведении расчетов использовались в качестве базовых. Для получения наиболее качественных результатов все итоговые расчеты были выполнены на более подробных сетках (25...27 млн ячеек для 1/4 геометрии тракта).

Граничные условия, используемые при моделировании, более подробно изложены далее.

**Исследование влияния плавного сопряжения стенок сопла и рабочей части на характеристики течения в тракте.** Цель исследования — получение контура рабочего тракта АДТ с точностью реализации числа Маха  $\Delta M = \pm 0,005$  в рабочей части.

Первоначально рассматривался классический контур рабочего тракта общей длиной 31 м (геометрия *G1*, рис. 1, *a*), включающий в себя сверхзвуковое сопло (длиной 11 м), рабочую часть (измерительная часть 2,5 м; модельная тележка и буферная область 6,2 м) и сверхзвуковой диффузор (длиной 11,3 м).



**Рис. 1.** 3D-геометрия расчетного тракта АДТ:

*a* — вариант *G1*; *b* — вариант *G2*; *v* — вариант *G3*; 1 — сопло ( $M = 4$ );  
2 — рабочая часть; 3 — диффузор

Рабочая часть выполнена с горизонтальными (параллельными друг другу) стенками, изгиб стенок сопла и диффузора реализован в плоскости *XY*.

Геометрия сопла рассчитана по методике, представленной в работах [5–10].

Дозвуковая часть сопла спроектирована по синусоидальной зависимости вида

$$y = y_0 - \frac{y_0 - y_f}{L} \left( x - \frac{x_1}{\pi} \sin \left( \frac{\pi x}{x_1} \right) \right), \quad x \leq x_1; \quad (1)$$

$$y = y_0 - \frac{y_0 - y_f}{L} \left( x - \frac{L - x_1}{\pi} \sin \left( \frac{\pi (x - x_1)}{L - x_1} \right) \right), \quad x \geq x_1,$$

где  $y_0$ ,  $y_f$  — координаты, определяющие высоту входного и выходного сечений дозвуковой части сопла;  $L$  — длина дозвуковой части сопла;  $x_1 = L/3$  — координата точки перегиба.

Расчет сверхзвуковой части сопла проводился методом характеристик при заданном распределении чисел  $M$  вдоль оси  $X$ . Распределение  $M_0(x)$  задавалось в виде кусочно-гладкой функции на пяти интервалах: параболы, прямой, участка радиального течения (на двух интервалах) и параболы:

$$\begin{aligned}
M(x) &= M_H + (M_1 - M_H) \left( \frac{x - x_H}{x_1 - x_H} \right)^2, \quad x_H \leq x \leq x_1; \\
M_0(x) &= M_1 + \lambda (x - x_1), \quad x_1 \leq x \leq x_2; \\
x &= \frac{\sqrt{F(M_0)}}{2 \sin(\theta_0/2)} - d, \quad x_2 \leq x \leq x_4; \\
M_0(x) &= M_p - \frac{(M_p - M_4)}{(x_p - x_4)} (x_p - x)^2, \quad x_4 \leq x \leq x_p,
\end{aligned} \tag{2}$$

где  $x_H, \dots, x_4, x_p$  — границы интервалов (отсчет  $x$  ведется от критического сечения сопла);  $M_H, \dots, M_4$  — значение чисел Маха на границах интервалов ( $M_H = 1,01$ );  $M_p$  — расчетное значение числа Маха сопла;  $F(M) = F/F_{кр}(M)$  — газодинамическая функция, характеризующая изменение отношения площади струйки тока к площади критического сечения в зависимости от числа Маха.

В качестве задаваемых параметров принимались: угол разгонного участка  $\theta_0 \approx 5 \dots 10^\circ$  и коэффициент  $\lambda = (M_2 - M_1)/(x_2 - x_1)$ , характеризующий интенсивность разгона потока вблизи критического сечения ( $\lambda = 0,3-0,5$ ).

Параметр  $d$  определялся из соотношения

$$d = \frac{\sqrt{F(M_2)}}{2 \sin(\theta_0/2)} - x_2.$$

Влияние вязкости учитывалось за счет добавления значения толщины вытеснения пограничного слоя  $\delta^*$  [11].

Для определения толщины вытеснения турбулентного пограничного слоя использовалась зависимость, рекомендуемая специально для  $M = 1-5$  при температурном факторе  $\bar{T}_w = 1$ :

$$\frac{\delta_1^*}{x} \text{Re}_x^{0,2} = f_T(M), \tag{3}$$

$$f_T(M) = 0,046 + 0,014(M-1) + 0,00047(M-1)^2 - 0,00015(M-1)^3.$$

Под температурным фактором понимается отношение температуры стенки к температуре торможения  $\bar{T}_w = T_w/T_0$ .

Число Рейнольдса  $\text{Re}_x$  вычислялось по текущему значению  $x$ .

Геометрия сверхзвукового диффузора рассчитывалась в соответствии с рекомендациями [12-14].

Отношение площади горла диффузора  $F_T$  к площади сечения рабочей части  $F_{p,ч}$  оценено по формуле

$$\frac{F_T}{F_{p,ч}} = \frac{(5 + M^2)^{0,5} (7M^2 - 1)^{2,5}}{216 M^6}. \quad (4)$$

Использование на практике рассмотренного варианта сопряжения контура сопла с рабочей частью вынуждает экспериментаторов размещать исследуемую модель ближе к выходному сечению сопла в области первого характеристического ромба, протяженность которого при небольших сверхзвуковых режимах достаточно мала. Однако, согласно современным требованиям к АДТ, практически во всей области измерительной части должно быть получено равномерное течение с высокой точностью реализации числа Маха. Поэтому была предложена новая геометрия контура  $G2$  (рис. 1, б) со стенками измерительной части, плавно сопряженными с контуром сопла и раскрытыми на некоторый угол в плоскости  $XU$  для компенсации увеличения толщины вытеснения пограничного слоя. Плавное сопряжение предполагает переменный угол раскрытия стенок. Как показали расчеты, для режима  $M = 2$   $\alpha / 2 \approx \approx 0,22 \dots 0,26^\circ$ , а для режима  $M = 4$   $\alpha / 2 \approx 0,38 \dots 0,42^\circ$ .

Эффективность рассмотренных вариантов рабочего тракта АДТ проверялась на основе математического моделирования течения в контуре. Согласно данным таблицы основных режимов работы АДТ, заданы следующие граничные условия. Для режима  $M = 2$  полное давление  $p_0 = 283\,710$  Па и температура  $T_0 = 300$  К на входе в сопло; на выходе из диффузора статическое давление  $p = 50\,000$  Па и полная температура  $T_0 = 300$  К; для режима  $M = 4$   $p_0 = 1\,013\,250$  Па и  $T_0 = 300$  К на входе в сопло; на выходе из диффузора  $p = 80\,000$  Па и  $T_0 = 300$  К; на стенках всего рабочего тракта  $T_w = 300$  К.

Рассмотрим более подробно работу АДТ на режиме  $M = 4$ . Результаты расчета параметров течения приведены на рис. 2–5.

Для варианта  $G2$  наблюдается расширение области характеристического ромба за счет раскрытия стенок рабочей части. При этом точность реализации числа Маха во всей области измерительной части существенно ниже требуемого значения из-за наличия так называемых  $N$ -волн и составляет  $M = 3,99 \pm 0,01$ . Избежать появления  $N$ -волн практически невозможно. Однако в измерительной части также имеется область с достаточно равномерным потоком протяженностью  $\sim 2$  м, где  $M = 3,990 \pm 0,005$ .

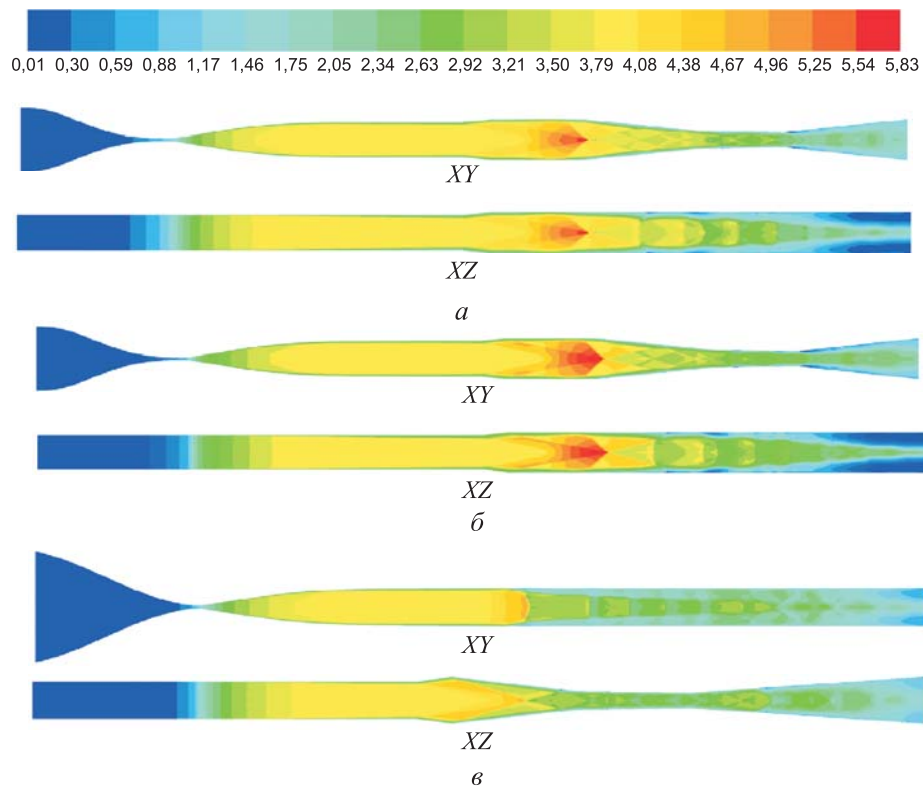


Рис. 2. Поле чисел Маха (а-в — см. рис. 1)

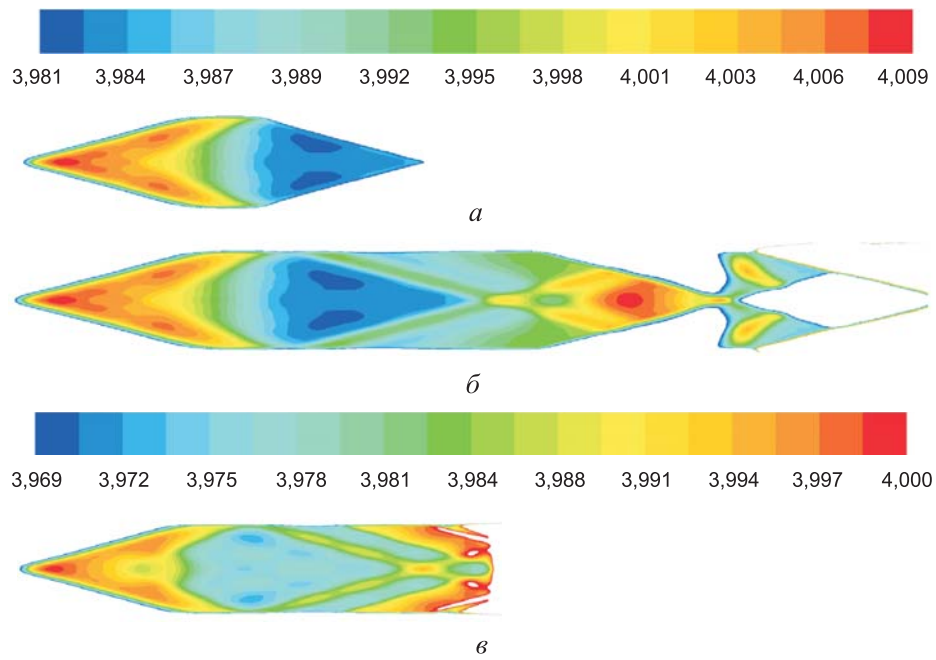
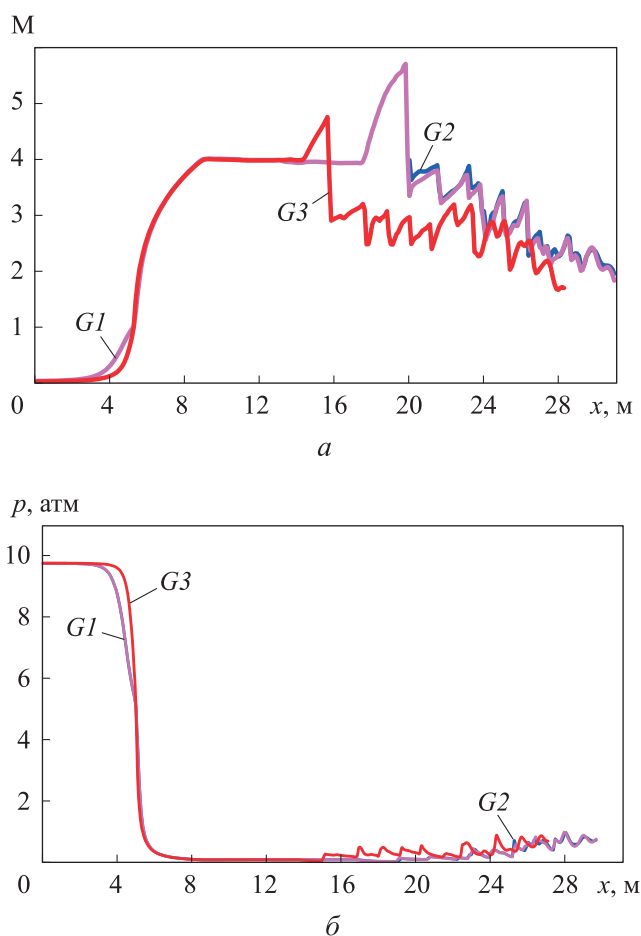


Рис. 3. Реализация ромбов Маха (плоскость XY) (а-в — см. рис. 1)





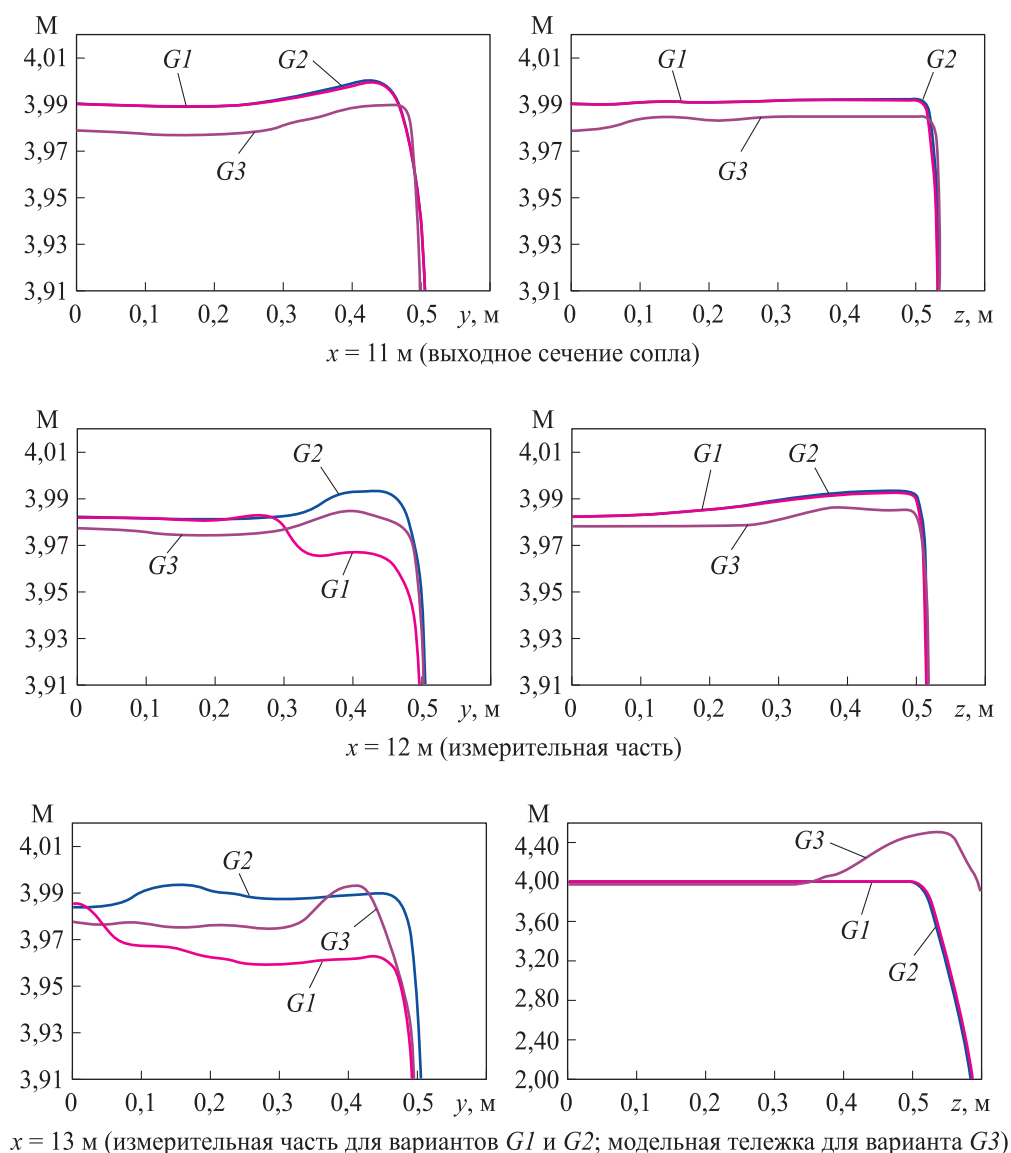
**Рис. 4.** Распределение параметров вдоль оси X:

*a* — число М; *б* — статическое давление

Для варианта *G1* в первом ромбе Маха статическое давление  $p = 0,0660 \pm 0,0015$  атм, для варианта *G2*  $p = 0,067 \pm 0,003$  атм. В первом и во втором случаях в измерительной части  $p = 0,066 \pm 0,001$  атм.

Для режима работы АДТ при  $M = 2$  расчеты показали, что на протяжении всей рабочей части (измерительной части и модельной тележки) образуются три ромба Маха протяженностью  $\sim 2$  м. В первом ромбе, расположенном частично в сопле, а частично в измерительной части,  $M = 2,009 \pm 0,003$ . Второй ромб начинается на расстоянии 1 м от измерительной части, число Маха, реализуемое в нем, составляет  $M = 1,995 \pm 0,004$ , поэтому исследуемую модель можно размещать в измерительной части в области второго характеристического ромба. Третий ромб, где  $M = 1,975 \pm 0,004$ , образуется в области модельной тележки.





**Рис. 5.** Распределение значений числа Маха в плоскости, находящейся на расстоянии  $x$  от начала расчетной области

Плавное сопряжение контура сопла с измерительной частью и раскрытия ее стенок на угол, компенсирующий увеличение толщины вытеснения пограничного слоя по длине, привело к слиянию двух первых ромбов. При этом точность реализации числа Маха в измерительной части составила  $M = 2,009 \pm 0,004$ .

Потери полного давления происходят главным образом в диффузоре за счет серии косых скачков уплотнения. Подробнее результаты расчета

основных характеристик течения в сверхзвуковом диффузоре будут рассмотрены далее.

Таким образом, плавное сопряжение стенок сопла и рабочей части с компенсацией увеличения толщины вытеснения пограничного слоя по длине позволило значительно увеличить область реализации требуемого значения числа Маха с точностью  $\Delta M \leq \pm 0,005$ .

**Исследование характеристик течения в рабочем тракте АДТ при изгибе стенок сверхзвукового диффузора в плоскости XZ.** Выбор такого варианта диффузора для новой АДТ имеет ряд конструктивных преимуществ, однако требуются дополнительные исследования влияния подобной геометрии на характеристики потока в рабочей части АДТ.

Для сравнения использовалась геометрия рассмотренного варианта G2 с изгибом стенок всего рабочего тракта в плоскости XY и новая геометрия G3, где реализован изгиб стенок сопла и рабочей части в плоскости XY и изгиб стенок диффузора в плоскости XZ (см. рис. 1, в).

В соответствии с требованиями прочности контур дозвуковой области сопла был изменен. Для варианта G3 он задавался кубическим сплайном вида

$$y = y_0 - \left(1 - \frac{2}{3}\bar{x}\right)\bar{x}_1\bar{x} \cdot 3y_f \pm Dy_1 \frac{\varphi(\bar{x}, \bar{x}_1)}{\varphi(\bar{x}_1, \bar{x}_1)}, \quad (5)$$

где  $\bar{x} = x/L$  — безразмерная координата;  $\bar{x}_1 = x_1/L$  — безразмерная координата точки перегиба;

$$\varphi(\bar{x}, \bar{x}_1) = -(1 - \bar{x}_1)^2 (1 + 2\bar{x}_1)\bar{x}^3 + 3(1 - \bar{x}_1)^2 \bar{x}_1 \bar{x}^3 + (\bar{x} - \bar{x}_1)^3 U(\bar{x} - \bar{x}_1);$$

$$U(\bar{x} - \bar{x}_1) = \begin{cases} 0, & x \leq x_1; \\ 1, & x > x_1; \end{cases}$$

$$Dy_1 = \text{const.}$$

При проектировании контура дозвуковой части сопла было принято, что  $Dy_1 = 0$ .

Координаты сверхзвуковой части сопла получены на основе уравнений (2) и (3). Предполагалось, что измерительная часть конструктивно станет частью сопла, что необходимо для выполнения условия плавного сопряжения контура сопла и рабочей части.

Для варианта G3 длина сопла (с измерительной частью, равной 1,2 м) составила 12,2 м. Размер выходного сечения измерительной части составляет  $1,2 \times 1,2$  м. Далее по контуру следовала модельная тележка длиной 1,1 м и сверхзвуковой диффузор длиной 15 м. Общая длина рабочего тракта равна 28,3 м.

Граничные условия аналогичны условиям, приведенным выше. Основные результаты расчета также приведены на рис. 2–5.

Для варианта G2 число Маха в ядре потока на выходе из сопла составляет  $M = 3,990$ . Для варианта G3  $M = 3,980$ . В обоих случаях наблюдается расширение области характеристического ромба, причем точность реализации числа Маха в ней меньше требуемого значения  $\Delta M \approx \pm 0,01$ . В отличие от G2 вариант G3 имеет короткую рабочую часть длиной 2,3 м (измерительная часть и модельная тележка), вследствие чего расширение области характеристического ромба незначительно (менее 13 %). Однако вся область измерительной части G3 занята достаточно равномерным потоком, где точность реализации числа Маха составляет  $\Delta M = \pm 0,005$ .

Статическое давление в области характеристического ромба для варианта G2  $p = 0,067 \pm 0,003$  атм, а для варианта G3  $p = 0,067 \pm 0,002$  атм. Однако в измерительной части АДТ  $\Delta p = \pm 0,001$  атм.

Аналогичные расчеты для режима работы АДТ при  $M = 2$  показали, что для варианта G3 расширение области характеристического ромба на 25 % меньше, чем для варианта G2. Однако вся область измерительной части G3 занята достаточно равномерным потоком, где точность реализации числа Маха составляет  $\Delta M = \pm 0,003$ .

Таким образом, оба варианта способны обеспечить требуемую точность реализации числа Маха в области размещения модели. Установлено, что для варианта G3 с изгибом стенок диффузора в плоскости XZ область расширения характеристического ромба незначительна, но каких-либо возмущений потока в измерительной части, вызванных нетрадиционной компоновкой рабочего тракта, выявлено не было.

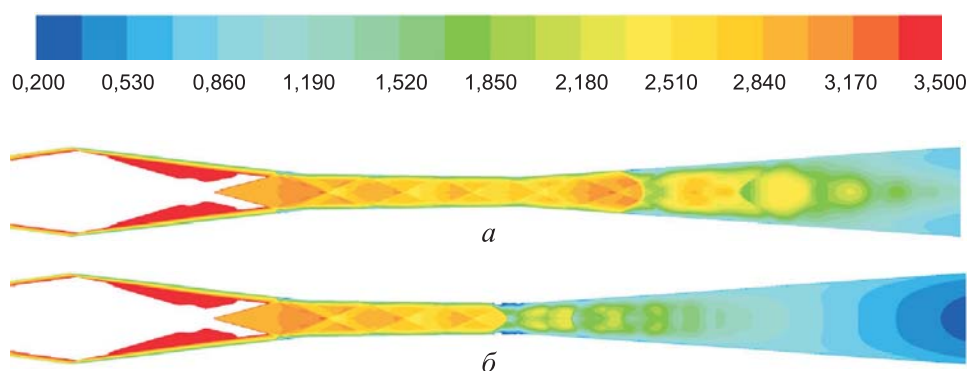
**Исследование работы сверхзвукового диффузора.** Цель исследования — изучение влияния граничных условий на выходе из сверхзвукового диффузора и геометрии его контура на эффективность торможения потока.

На первом этапе расчетных исследований использовалась геометрия рассмотренного варианта G3 для режима  $M = 4$ .

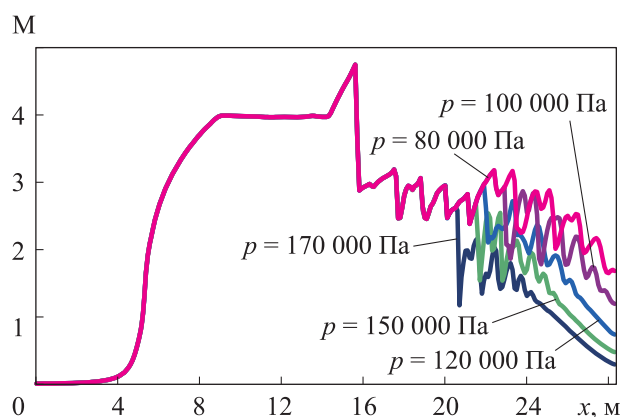
Размеры входного и выходного сечений диффузора составляют  $1,22 \times 1,50$  м. Сужающаяся часть 4 м, расширяющаяся 7,4 м, средний участок 3,6 м. Площадь горла диффузора, согласно выражению (4),  $F_T = 0,968$  м<sup>2</sup>. Однако, как показывает опыт эксплуатации АДТ с регулируемым диффузором, площадь горла сверхзвукового диффузора после запуска трубы обычно немного меньше расчетного значения, поэтому при моделировании принято  $F_T = 0,732$  м<sup>2</sup>.

На входе в сопло заданы следующие граничные условия: полное давление и температура  $p_0 = 1\,013\,250$  Па и  $T_0 = 300$  К; на выходе из диффузора статическое давление  $p = 80\,000 \dots 170\,000$  Па; полная температура  $T_0 = 300$  К; на стенках всего исследуемого рабочего тракта температура  $T_w = 300$  К.

Результаты исследования приведены на рис. 6 и 7.



**Рис. 6.** Формирование течения в диффузоре (поле чисел Маха) при статическом давлении на выходе  $p = 100\,000$  (а) и  $170\,000$  Па (б)



**Рис. 7.** Распределение значений числа Маха вдоль оси X

Торможение потока реализуется за счет серии косых скачков уплотнения. Однако в сужающейся части диффузора сверхзвуковое течение не переходит в дозвуковое, наблюдается только уменьшение значения числа Маха. Картина течения в сужающейся части идентична при всех рассматриваемых граничных условиях на выходе. Косые скачки уплотнения продолжаются на среднем участке. При этом серия плоских скачков завершается

образованием криволинейной ударной волны, за которой возникает сверхзвуковая зона. В случае если значение статического давления на выходе из диффузора  $p \geq 120\,000$  Па, происходит образование «завершающего скачка» и переход к дозвуковому течению. Увеличение статического давления на выходе до  $p \geq 180\,000$  Па приводит к искажению течения.

Среднее интегральное значение полного давления по всей поверхности выходного сечения диффузора и коэффициент восстановления составляют: при  $p = 80\,000$  Па на выходе  $p_0 \approx 1,1$  атм,  $v \approx 0,11$ ; при  $p = 100\,000$  Па  $p_0 \approx 1,2$  атм,  $v \approx 0,12$ ; при  $p = 120\,000$  Па  $p_0 \approx 1,4$  атм,  $v \approx 0,14$ ; при  $p = 150\,000$  Па  $p_0 \approx 1,59$  атм,  $v \approx 0,16$ ; при  $p = 170\,000$  Па на выходе  $p_0 \approx 1,76$  атм,  $v \approx 0,18$ .

Известно, что значение коэффициента восстановления за прямым скачком уплотнения при условии реализации течения с числом  $M = 4$  составляет  $v \approx 0,139$  [15]. Когда ядро потока на выходе из диффузора остается сверхзвуковым (режимы, при которых давление на выходе  $p \approx 80\,000 \dots 100\,000$  Па), то потери давления достаточно высоки —  $v < 0,139$ . Если на выходе из диффузора реализуется полностью дозвуковое течение ( $p \approx 120\,000 \dots 170\,000$  Па), то значение потерь давления за счет серии косых скачков уплотнения меньше потерь за прямым скачком —  $v \geq 0,139$ .

Для режима на  $M = 2$  полностью дозвуковое течение на выходе из диффузора было реализовано при задании статического давления на выходе  $p \approx 140\,000 \dots 170\,000$  Па.

На втором этапе расчетных исследований построена новая геометрия, отличающаяся от варианта геометрии диффузора G3 отсутствием среднего участка.

Результаты исследования показали, что для режима  $M = 4$  значения коэффициента восстановления для двух вариантов диффузора отличаются на малую величину (в пределах 8%). Для режима  $M = 2$  выявлено, что наиболее предпочтительной является геометрия сверхзвукового диффузора с двумя точками изгиба и достаточно протяженным средним участком. Это согласуется с известными зависимостями, которые показывают, что на режимах работы АДТ  $M > 2$  потери полного давления за счет прямого скачка и за счет серии косых скачков становятся мало различимы [14].

Таким образом, можно рекомендовать геометрию, которая позволила бы реализовать большее число косых скачков малой интенсивности, что возможно при наличии среднего участка достаточно большой протяженности.

**Заключение.** Для перспективной трехрежимной АДТ проведены газодинамическое проектирование и расчетные исследования по формированию облика сверхзвукового контура рабочего тракта.

Результаты исследования показали возможность использования как традиционных схем с изгибом стенок всего контура в плоскости XY, так и компоновок с изгибом стенок сверхзвукового диффузора в плоскости XZ.

Получение равномерного течения с достаточно высокой точностью реализации числа Маха в области размещения модели ( $\Delta M = \pm 0,005$ ) возможно за счет плавного сопряжения сопла с рабочей частью и раскрытия ее стенок на угол, компенсирующий увеличение толщины вытеснения пограничного слоя по длине. Плавное сопряжение предполагает переменный угол раскрытия стенок ( $\alpha/2 \approx 0,22...0,26^\circ$  для режима  $M = 2$  и  $\alpha/2 \approx 0,38...0,42^\circ$  для режима  $M = 4$ ).

Торможение потока осуществляется в диффузоре за счет серии косых скачков уплотнения. Переход течения из сверхзвукового в дозвуковое возможен при реализации значения коэффициента восстановления давления  $\nu > 0,721$  для режима  $M = 2$  и  $\nu > 0,139$  для  $M = 4$ . Показано, что наиболее предпочтительной является геометрия сверхзвукового диффузора с двумя точками изгиба и достаточно протяженным средним участком. Именно такой диффузор способен обеспечить минимальные потери полного давления при торможении потока.

Полученные результаты могут стать основой научно-технического сопровождения проектных работ по созданию сверхзвуковых АДТ.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Дроздов С.М., Ртищева А.С. Численное исследование течения воздуха в тракте сверхзвуковой аэродинамической трубы. *Мат. междунар. конф. «Современные проблемы теплофизики и энергетики»*. М., 2017, т. 1, 131–132.
- [2] Drozdov S.M., Rtishcheva A.S. Numerical investigation of air flow in a supersonic wind tunnel. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2017, vol. 891, art. 012043.  
DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/891/1/012043>
- [3] Drozdov S.M., Davletkil'deev R.A., Rtishcheva A.S. Numerical and experimental investigation of air flow and heat transfer in a complete circuit of a hypersonic wind tunnel. *Int. Conf. HiSST*. М., ЦАГИ, 2018.
- [4] Дроздов С.М., Давлеткильдеев Р.А., Ртищева А.С. Численное и экспериментальное исследование течения и теплообмена воздуха в полном тракте гиперзвуковой аэродинамической трубы. *Ученые записки ЦАГИ*, 2019, т. 50, № 2, с. 24–34.
- [5] Верховский В.П., Лысак И.В. Численный метод расчета контуров плоских сверхзвуковых регулируемых сопел с использованием сплайн-функций. *Ученые записки ЦАГИ*, 1982, т. 13, № 4, с. 61–70.

- [6] Верховский В.П., Рябоконт М.П., Харитонов В.Т. Влияние отклонения контура плоского регулируемого сопла от теоретического на распределение чисел М сверхзвукового потока газа. *Труды ЦАГИ*, 1984, № 2208.
- [7] Верховский В.П. К расчету плоских сверхзвуковых профилированных сопел. *Ученые записки ЦАГИ*, 1992, т. 23, № 4, с. 55–63.
- [8] Бюшгенс Г.С., ред. ЦАГИ — основные этапы научной деятельности, 1993–2003. М., ФИЗМАТЛИТ, 2003.
- [9] Котиров В.Н., Осипов И.П., Пашенко В.П. О профилировании плоского сверхзвукового сопла, обеспечивающего равномерный поток в выходном сечении. *Ученые записки ЦАГИ*, 1987, т. 18, № 3, с. 48–56.
- [10] Пирумов У.Г., Росляков Г.С. Газовая динамика сопел. М., Наука, 1990.
- [11] Тимофеева Т.А., Чистов Ю.И. Определение толщины вытеснения турбулентного пограничного слоя в осесимметричных гиперзвуковых соплах при постоянной температуре стенки. *Труды ЦАГИ*, 1972, № 1403.
- [12] Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки. Новосибирск, НГТУ, 2005.
- [13] Поуп А., Гойн К. Аэродинамические трубы больших скоростей. М., Мир, 1968.
- [14] Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения (методы и приборы). М., Наука, 1964.
- [15] Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М., Наука, 1991.

**Ртищева Алена Сергеевна** — канд. техн. наук, старший научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского (Российская Федерация, 140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1); доцент кафедры «Теплофизика» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Ртищева А.С. Газодинамическое проектирование и численное исследование сверхзвукового контура аэродинамической трубы. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2021, № 1 (136), с. 68–84.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-1-68-84>

**GAS DYNAMIC DESIGN AND NUMERICAL STUDY  
OF SUPERSONIC CIRCUIT OF WIND TUNNEL**

**A.S. Rtishcheva**

[al.rtisheva@mail.ru](mailto:al.rtisheva@mail.ru)

**Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute TsAGI, Zhukovsky,  
Moscow Region, Russian Federation  
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**



**Abstract**

For an advanced trisonic wind tunnel of a straight-flow type with a test section size of  $1.2 \times 1.2$ , intended for ground tests of rocket-space and aviation aircraft models, we implemented a gas-dynamic design of the circuit and did numerical simulation of the flow for the main supersonic regimes ( $M = 2$ ,  $M = 4$ ). The gas-dynamic design of the wind tunnel circuit was carried out on the basis of techniques developed at TsAGI and operating experience of existing facilities. The study considers both traditional configurations of the duct with the bending of the walls of all elements, i.e., nozzle, test section and diffuser in the  $XY$  plane, and alternative design developments with the bending of the diffuser walls in the  $XZ$  plane. When carrying out numerical studies in all areas of the wind tunnel, the ANSYS Fluent software package was used to solve the Navier — Stokes equations for viscous and heat-conducting air using the turbulence model, i.e., Spalart — Allmaras, SST. The paper investigates the effect of the wall opening angle, compensating the increasing thickness of boundary-layer longwise displacement, on the flow characteristics; shows the possibilities of obtaining a sufficiently uniform flow with the Mach number accuracy  $\Delta M = \pm 0.005$  in the area of the model, and analyzes the influence of geometric parameters and boundary conditions on the efficiency of the supersonic diffuser

**Keywords**

*Wind tunnel, nozzle, test section, diffuser, numerical simulation*

Received 17.02.2020

Accepted 27.05.2020

© Author(s), 2021

---

**REFERENCES**

- [1] Drozdov S.M., Rtishcheva A.S. [Numerical study on air flow in wind tunnel circuit]. *Mat. mezhdunar. konf. "Sovremennye problemy teplofiziki i energetiki". T. 1* [Proc. Int. Conf. Modern Problems of Thermal Physics and Power Engineering], 2017, vol. 1, pp. 131–132 (in Russ.).
- [2] Drozdov S.M., Rtishcheva A.S. Numerical investigation of air flow in a supersonic wind tunnel. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2017, vol. 891, art. 012043. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/891/1/012043>
- [3] Drozdov S.M., Davletkil'deev R.A., Rtishcheva A.S. Numerical and experimental investigation of air flow and heat transfer in a complete circuit of a hypersonic wind tunnel. *Int. Conf. HiSST*. Moscow, TsAGI, 2018.
- [4] Drozdov S.M., Davletkil'deev R.A., Rtishcheva A.S. Numerical and experimental study of air flow and heat transfer in the complete path of a hypersonic wind tunnel. *TsAGI Sc. J.*, 2019, vol. 50, no. 2, pp. 141–153. DOI: <https://doi.org/10.1615/TsAGISciJ.2019030550>

- [5] Verkhovskiy V.P., Lysak I.V. Numerical method for calculation of flat supersonic adjustable nozzle contours using spline-functions. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1982, vol. 13, no. 4, pp. 61–70 (in Russ.).
- [6] Verkhovskiy V.P., Ryabokon' M.P., Kharitonov V.T. Effect of flat adjustable nozzle deviation from its theoretical contour on the distribution of Mach number in supersonic gas flow. *Trudy TsAGI*, 1984, no. 2208 (in Russ.).
- [7] Verkhovskiy V.P. On calculations of flat supersonic contoured nozzles. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1992, vol. 23, no. 4, pp. 55–63 (in Russ.).
- [8] Byushgens G.S., ed. TsAGI — osnovnye etapy nauchnoy deyatelnosti, 1993–2003 [TsAGI: milestones of scientific activity, 1993–2003]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2003.
- [9] Kotirov V.N., Osipov I.P., Pashchenko V.P. On forming of flat supersonic nozzle contour providing uniform flow in inlet section. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1987, vol. 18, no. 3, pp. 48–56 (in Russ.).
- [10] Pirumov U.G., Roslyakov G.S. *Gazovaya dinamika sopel* [Gas dynamics of nozzles]. Moscow, Nauka Publ., 1990.
- [11] Timofeeva T.A., Chistov Yu.I. Evaluation of boundary layer displacement thickness in axisymmetric hypersonic nozzles at constant temperature of wall. *Trudy TsAGI*, 1972, no. 1403 (in Russ.).
- [12] Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta*. Ch. 1. Aerodinamicheskie truby i gazodinamicheskie ustanovki [Technique and methods of aerophysical experiment. P. 1. Wind tunnels and gas dynamic facilities]. Novosibirsk, NGTU Publ., 2005.
- [13] Pope A., Goin K.L. *High-speed wind tunnel testing*. London, John Wiley & Sons, 1965.
- [14] Gorlin S.M., Slezinger I.I. *Aeromekhanicheskie izmereniya (metody i pribory)* [Aeromechanic measurements (methods and tools)]. Moscow, Nauka Publ., 1964.
- [15] Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied gas dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1991.

**Rtishcheva A.S.** — Cand. Sc. (Eng.), Senior Research Fellow, Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute TsAGI (Zhukovskogo ul. 1, Zhukovsky, Moscow Region, 140180 Russian Federation); Assoc. Professor, Department of Thermal Physics, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Rtishcheva A.S. Gas dynamic design and numerical study of supersonic circuit of wind tunnel. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2021, no. 1 (136), pp. 68–84 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-1-68-84>