

УДК 533.6.011.3/.55:532.582.33

Результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик острого конуса с целью создания валидационного базиса для тестирования компьютерных программ и моделей*

**С.М. Босняков, С.А. Глазков, А.Р. Горбушин, Д.Ю. Гусев,
М.Н. Клемешова, Е.А. Крапивина, С.В. Михайлов, А.В. Семенов,
Ю.Г. Швалев**

*Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского
(ЦАГИ), Жуковский, Московская обл.*

E-mail: glazkov@tsagi.ru, gorbushin@tsagi.ru

Представлены результаты экспериментального исследования обтекания острого конуса с углом раствора 10° в двух аэродинамических трубах ЦАГИ большого размера. Числа Маха и Рейнольдса набегающего потока варьировались в широком диапазоне значений: $M = 0,2 \div 6$, $Re = 3 \div 34$ млн. Измерены коэффициенты сопротивления, подъемной и поперечной сил. Исследовано поведение коэффициентов момента тангажа и рыскания. Представлены распределения статического давления и его пульсаций на поверхности конуса. Построена физическая картина обтекания. Подготовлена упорядоченная система данных, содержащих как результаты натурных экспериментов, так и тестовых расчетов, предназначенная для валидации компьютерных программ и моделей.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, компьютерная программа и модель, конус, валидация, тестовый случай, аэродинамические характеристики.

Введение

Экспериментальные исследования тел простейших форм в аэродинамических трубах проводятся для изучения особенностей их обтекания и определения закономерностей развития основных физических процессов, прежде всего отрывных явлений. Наиболее распространенными объектами исследования являются плоская пластина, профиль крыла и конус. Они позволяют рассматривать два канонических вида двумерного пограничного слоя — плоский и осесимметричный. В России первые работы в этой области с применением аэродинамической трубы провел К.Э. Циолковский в 1896 г. [1].

* Исследование выполнено в ЦАГИ за счет гранта Российского научного фонда № 23-19-00041, <https://rscf.ru/project/23-19-00041/>.

Он измерил сопротивление конуса и трение на плоской пластине с помощью однокомпонентных механических весов [2]. В 70-х годах прошлого века для повышения надежности пересчета аэродинамических характеристик, полученных в аэродинамических трубах, были проведены испытания одного и того же конуса с углом раствора 10° при нулевом угле атаки в диапазоне числа Маха $M = 0,5 \div 2$ в 23-х аэродинамических трубах США и Европы, а также в условиях натурального полета [3]. Длина конуса составляла 914,4 мм (36 дюймов), радиус носка — менее 0,05 мм. Шероховатость поверхности не превышала 0,25 мкм. Основными задачами исследований являлись: изучение влияния параметров потока в аэродинамических трубах на ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя; разработка методики пересчета данных, полученных в аэродинамической трубе, на условия натурального полета. Для решения этих задач подробно изучались состояния пограничного слоя с помощью микрофонов, термопар, приемников полного и статического давления. По результатам измерений ламинарно-турбулентного перехода определялся N-фактор для каждой аэродинамической трубы.

Влияние угла атаки на аэродинамические характеристики конуса исследовалось в работах [4–7]. В монографии [5] были определены параметры симметричного и несимметричного отрывов на конусе при ламинарном и турбулентном обтекании. Обтекание тонкого конуса ламинарным потоком вязкой жидкости или газа подробно исследовалось асимптотическими методами при больших числах Рейнольдса в работах [6, 7].

Следует отметить, что конус также используют для верификации методики измерения аэродинамических характеристик в ударных трубах. В работе [8] было проведено сравнение результатов испытаний конуса с углом раствора 20° , полученных с помощью специализированных тензометрических весов в ударной трубе при $M = 7$, с данными, полученными в гиперзвуковых аэродинамических трубах.

В настоящей статье представлены новые результаты испытаний конуса с углом раствора 10° в аэродинамических трубах ЦАГИ. Они дополняют имеющиеся в литературе данные по аэродинамическим характеристикам конусов и могут быть использованы для валидации компьютерных программ и моделей.

1. Экспериментальные исследования

Экспериментальные исследования проводились в аэродинамических трубах ЦАГИ Т-116 [9] и Т-128 [10, 11]. Поперечный размер рабочей части трубы Т-116 составляет $1 \times 1 \text{ м}^2$, а Т-128 — $2,75 \times 2,75 \text{ м}^2$. В исследованиях использовалось четыре металлических конуса с углом раствора 10° . Основные размеры конусов приведены в табл. 1.

Фотография конуса № 1 в рабочей части аэродинамической трубы Т-128 приведена на рис. 1, а его схема с размещением датчиков для измерения нестационарного давления представлена на рис. 2.

Подробное описание конуса № 1 приведено в работе [12]. В аэродинамической трубе Т-116 измерялись нагрузки с помощью тензометрических и механических весов, а также донное давление. В аэродинамической трубе Т-128 измерялись нагрузки

Таблица 1

Основные параметры конусов

№ конуса	1	2	3	4
Аэродинамическая труба	Т-128, Т-116	Т-116	Т-116	Т-116
Длина, м	0,960	1	0,8	0,6
Площадь дна, характерная площадь S , м^2	0,022	0,024	0,015	0,008
Радиус носка, мм	0,08	1,25	1,25	1,25

Рис. 1. Фотография конуса № 1 в рабочей части аэродинамической трубы Т-128.



с помощью внутримодельных тензометрических весов, донное давление, распределение давления на стенках рабочей части, нестационарное давление в трех точках на боковой поверхности конуса (рис. 2) — датчиками Kulite XCS-062-5D. Вдоль осевых линий четырех стенок рабочей части, а также верхней и нижней стенок сопла располагались отверстия для измерения статического давления. Измерение распределения давления

на стенках рабочей части осуществлялось с помощью многоточечных модулей давления ММД-24 и измерительной системой ИВК М2 [13]. Измерительная система и первичные преобразователи, использовавшиеся в эксперименте для измерения осредненных характеристик, описывались в работе [13]. Пульсации статического давления измерялись платами ME-320L (ООО «НПП «Мера») измерительной системы MIC-300M (ООО «НПП «Мера») с применением фильтра Баттерворта третьего порядка с частотой среза 10 кГц. Частота дискретизации составляла 54 кГц.

При испытаниях в трубе Т-128 на половину боковой поверхности конуса наносилось теплоизолирующее покрытие для измерения температуры поверхности с помощью инфракрасной камеры.

Испытания проводились в условиях свободного ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на поверхности конуса в диапазоне чисел Маха $M = 0,2 \div 1,4$ в аэродинамической трубе Т-128 и $M = 2 \div 6$ — в Т-116 при нескольких значениях давления торможения P_0 . Диапазон числа Рейнольдса, отнесенного к длине конуса, составил $Re = 3 \div 34$ млн. Параметры программы испытаний и расчетов с помощью пакета программ EWT-ЦАГИ приведены на рис. 3 в виде зависимостей числа Рейнольдса от числа Маха из экспериментальных и расчетных точек.

Испытания проводились в рабочей части № 1 трубы Т-128 [10], которая имеет секционно-регулируемую перфорацию. Перфорация выполнена в виде круглых ступенчатых отверстий (рис. 4) диаметром 24 и 20 мм, она секционирована по длине и ширине стенок

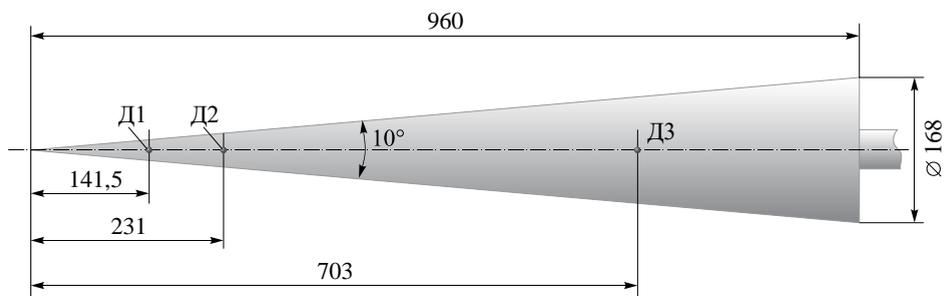


Рис. 2. Схема размещения датчиков для измерения нестационарного давления на поверхности конуса № 1.

Размеры приведены в мм.

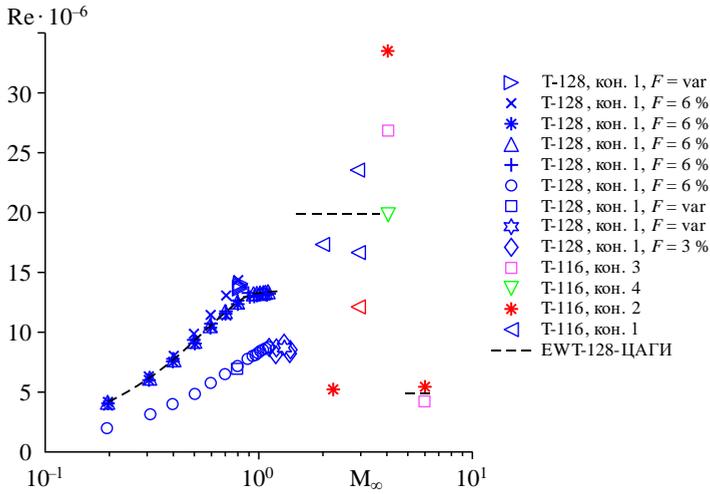


Рис. 3. Параметры программы экспериментальных исследований конусов (табл. 1) в аэродинамических трубах Т-116 и Т-112 и расчетов с помощью пакета программ ЕWT-ЦАГИ.

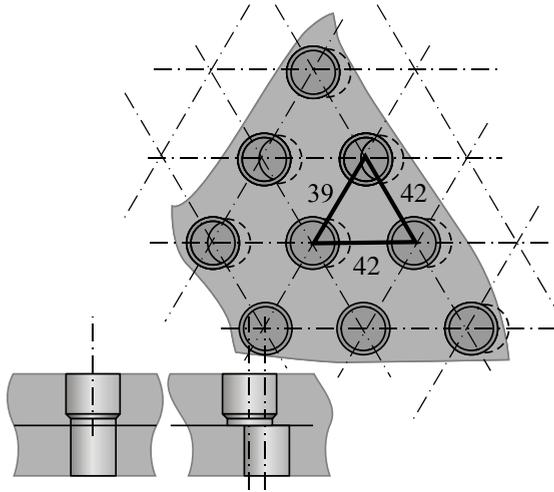


Рис. 4. Схема перфорации стенок рабочей части аэродинамической трубы Т-128.

рабочей части. Коэффициент раскрытия перфорации F (далее для краткости — коэффициент перфорации) каждой секции регулируется в диапазоне от 0 до 18 %. Основная серия испытаний проводилась при $F = 6 \%$. Коэффициент перфорации варьировался при $M = 0,8$ в диапазоне $F = 0 \div 18 \%$, а при $M = 1,3$ — в диапазоне $F = 1 \div 8 \%$.

1.1. Аэродинамические характеристики конуса

Зависимости коэффициента сопротивления конуса C_{xa} и его боковой поверхности $C_{хаб}$ от числа Маха приведены на рис. 5а для нулевого угла атаки. Сопротивление боковой поверхности определялось по формуле $C_{хаб} = C_{xa} - C_{хдон}$, где $C_{хдон}$ — донное сопро-

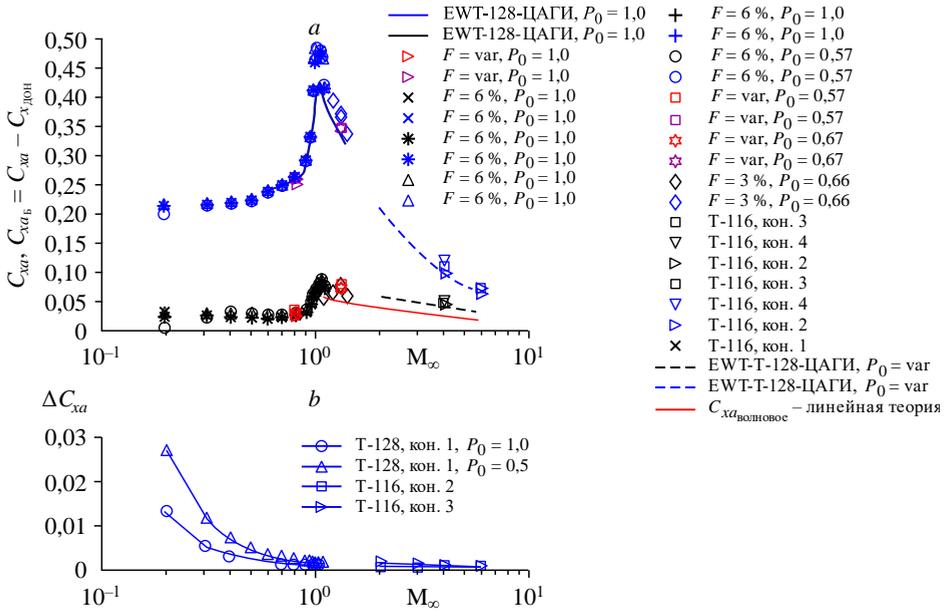


Рис. 5. Зависимость коэффициента сопротивления конуса от числа Маха (a) и оценка погрешности коэффициента сопротивления, рассчитанная на базе инструментальной погрешности, в зависимости от числа Маха (b) при $\alpha = 0^\circ$.

тивление. На рис. 5b приведена оценка погрешности коэффициента сопротивления в виде стандартного отклонения коэффициента, рассчитанного по паспортным стандартным отклонениям (инструментальная погрешность) продольной компоненты весов и датчиков, измеряющих полное и статическое давление.

Красной линией на рисунке показан коэффициент волнового сопротивления конуса, рассчитанный по линейной теории [14]. Донное сопротивление составляет 80÷90 % полного сопротивления конуса. Максимум коэффициента сопротивления конуса достигается при $M = 1,02$, а коэффициента сопротивления боковой поверхности — при $M = 1,05$. Отметим слабое влияние числа Рейнольдса на значения C_{xa} во всем рассмотренном диапазоне скоростей. Это обусловлено двумя причинами. Коэффициент трения изменяется незначительно, поскольку числа Рейнольдса получились большими. При увеличении числа Рейнольдса ламинарно-турбулентный переход смещается вперед. При этом сумма коэффициентов трения ламинарного и турбулентного участков практически не изменяется. Результаты расчетов, выполненных с помощью пакета EWT-ЦАГИ [15–17], удовлетворительно согласуются с данными эксперимента для $C_{x_{aB}}$ в диапазоне чисел Маха $M = 0,6 \div 6$, а для полного коэффициента сопротивления C_{xa} — в диапазонах $M = 0,6 \div 0,95$, $4 \div 6$. В диапазоне числа Маха $M = 0,98 \div 1,3$ коэффициент сопротивления C_{xa} в расчетах получается меньше, чем в эксперименте, на $\Delta C_{xa} = 0,03 \div 0,06$. По-видимому, расчетная программа не моделирует адекватно взаимодействие волн разрежения и скачков уплотнения со следом за конусом в трансзвуковом диапазоне скоростей. При изменении коэффициента перфорации коэффициент сопротивления изменяется в диапазоне $\Delta C_{xa} \approx \pm 0,003$, что сопоставимо с погрешностью измерений (рис. 5b). Малое влияние перфорированных границ потока обусловлено малой загрузкой конусом рабочей части (отношение площади дна к поперечной площади рабочей части составляет $S/S_{pч} = 0,29\%$). Зависимость коэффициента сопротивления от угла атаки показана на рис. 6a.

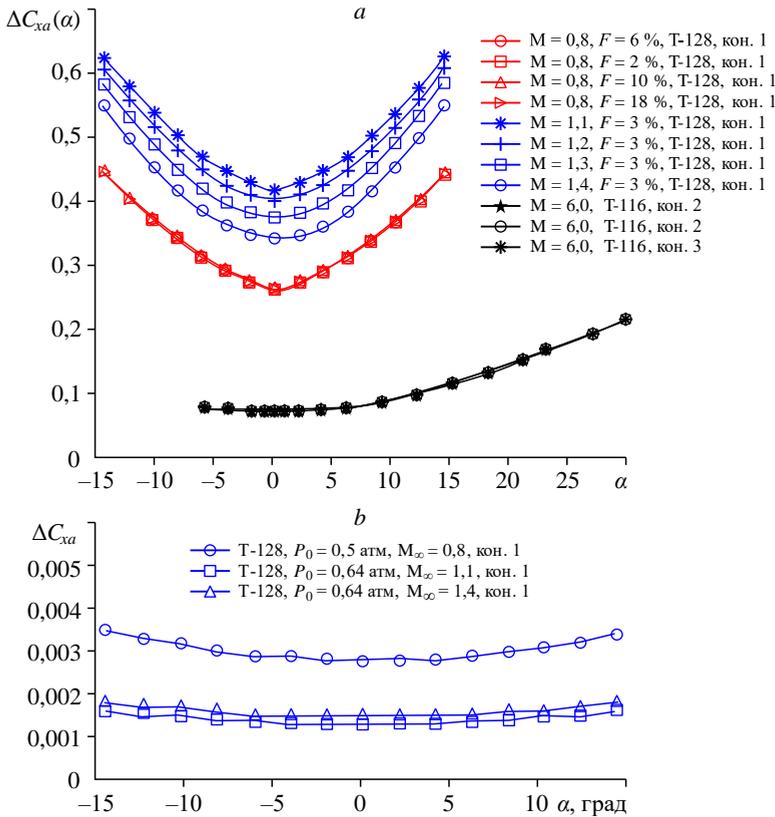


Рис. 6. Зависимость коэффициента сопротивления конуса от угла атаки (а) и оценка погрешности коэффициента сопротивления, рассчитанная на базе инструментальной погрешности, в зависимости от угла атаки (b).

На рис. 6b приведена оценка погрешности коэффициента сопротивления, рассчитанная по инструментальным погрешностям весов и датчиков давления.

Влияние угла атаки при больших скоростях менее выражено, чем в трансзвуковом диапазоне скоростей. Влияния коэффициента перфорации на коэффициент сопротивления при ненулевых углах атаки также не наблюдается. При увеличении угла атаки погрешность коэффициента сопротивления незначительно возрастает.

Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки приведена на рис. 7а. Для увеличения масштаба по оси ординат произведена замена переменной $C_{ya} : C_{yaM} = C_{ya} - 0,035\alpha$. Соответствующий преобразованный коэффициент подъемной силы C_{yaM} в зависимости от угла атаки приведен на рис. 7b.

Значение производной коэффициента подъемной силы по углу атаки $C'_{ya\alpha}$ при $\alpha > 10^\circ$ существенно больше, чем в малом диапазоне углов. Это обусловлено развитой вихревой пеленой на подветренной стороне при больших углах атаки. Угол атаки при сверхзвуковых скоростях, при котором начинает увеличиваться производная, уменьшается по мере увеличения числа Маха (рис. 7b). Минимум производной $C'_{ya\alpha}$ при сверхзвуковых скоростях имеет место при $\alpha \sim 0$. При $M = 0,8$ зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ носит более сложный характер (рис. 8). Термограммы поверхности конуса позволяют объяснить особенности поведения кривой.

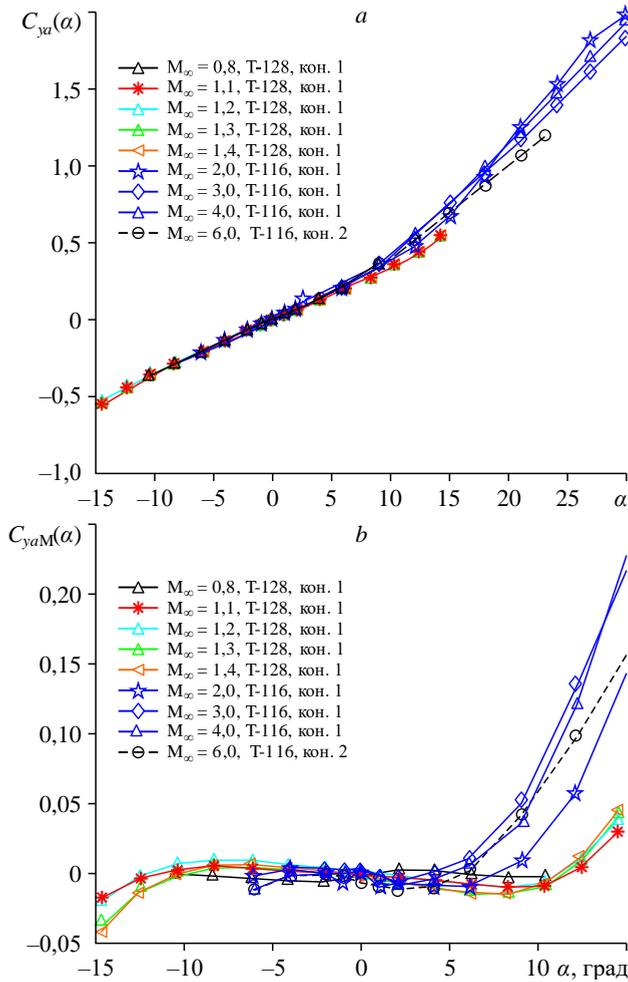


Рис. 7. Зависимости коэффициента подъемной силы (а) и преобразованного коэффициента подъемной силы (б) от угла атаки.

Производная $C_{ya}'_\alpha$ имеет локальный максимум при $\alpha \sim 0$, она начинает уменьшаться при $\alpha \approx 2,5 \div 3^\circ$ ($\lambda \approx 0,5 \div 0,6$) и достигает минимума при $\alpha \approx 6^\circ$ ($\lambda \approx 1,2$), где $\lambda = \alpha/\theta$ — безразмерный угол атаки, θ — угол полураствора конуса. Уменьшение производной связано с набуханием пограничного слоя на подветренной образующей конуса, о чем свидетельствует тонкая полоска с более высокой температурой на термограмме при $\alpha \approx 3,5^\circ$ ($\lambda \approx 0,7$) и что согласуется с результатами работ [4, 6, 7]. В исследовании [4] отмечалось, что при $\lambda < 0,5$ отрыв не происходит вообще, а при $\lambda = 0,5$ он образуется на подветренной образующей конуса. В работе [6] была обнаружена особенность типа Гольдштейна в решении вблизи подветренной линии стекания, а в [7] было показано, что существует критический безразмерный угол атаки конуса $\lambda = 0,6$, при достижении которого на конусе развивается локальный отрыв, а при его превышении образуется вихревая пелена, исходящая из носика конуса. При угле атаки $\alpha \approx 6^\circ$ ($\lambda \approx 1,2$) на термограмме подветренной поверхности конуса наблюдается клиновидная полоска с повышенной на $\Delta T \approx 2^\circ$ температурой, свидетельствующая о наличии симметричного отрыва, что согласуется с данными работы [5]. Положение симметричного отрыва на термограмме

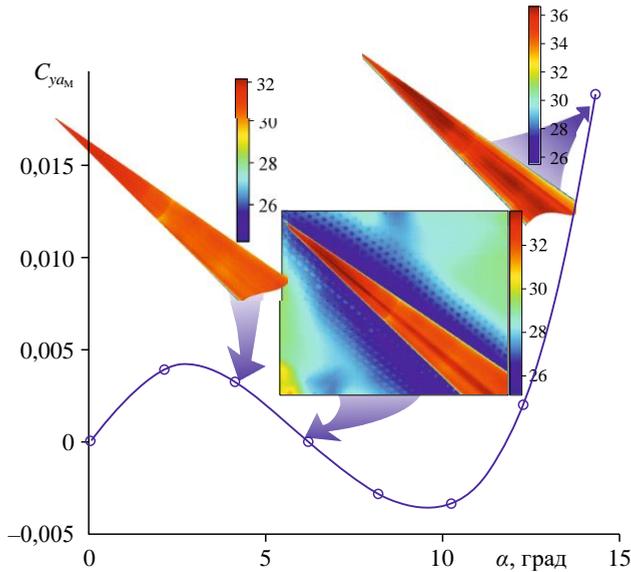


Рис. 8. Зависимость преобразованного коэффициента подъемной силы конуса от угла атаки.

смещено влево, поскольку инфракрасная камера в эксперименте была смещена вправо. В [5] для появления симметричного отрыва на конической носовой части приведено значение параметра $\lambda \approx 1,1$ для ламинарного отрыва и $\lambda \approx 1,3$ — для турбулентного. Там же отмечается, что асимметричный отрыв появляется при $\lambda \approx 2$ при дозвуковых числах Маха. Начиная с $\alpha \approx 10^\circ$ ($\lambda \approx 2$) производная заметно увеличивается. Клиновидная полоса на термограмме с повышенной температурой ($\Delta T \approx 2$ К) смещается вправо, и появляются три области асимметричного отрыва. Асимметричность отрыва подтверждается появлением поперечной силы, моментов крена и рыскания (рис. 9) и согласуется с данными работы [5], в соответствии с которыми $\lambda \geq 1,6 \div 2$.

Оценки погрешностей коэффициентов подъемной, боковой сил и коэффициентов момента крена, рыскания и тангажа, рассчитанные по инструментальным погрешностям (среднеквадратическое отклонение, СКО) весов и датчиков давления, приведены в табл. 2 для $M = 0,8$.

При числе $M = 6$ коэффициент поперечной силы при $\alpha \approx 5^\circ$ ($\lambda \approx 1$) заметно отклоняется. При этом угле начинает расти производная коэффициента подъемной силы (рис. 7b).

Обобщим имеющиеся в литературе и полученные в настоящей работе данные о начале зарождения отрыва на конусе в виде зависимости безразмерного угла атаки от числа Маха (рис. 10). Полученные результаты для асимметричного отрыва согласуются с результатами других исследователей. Для симметричного отрыва данные работы [5] являются несколько завышенными.

Зависимость коэффициента момента тангажа от коэффициента нормальной силы в связанной системе координат приведена на рис. 11. Эта зависимость представляет собой линейную консервативную функцию, которая не зависит от M , Re и коэффициента перфорации. Точка приложения нормальной силы конуса расположена на расстоянии 67 % его длины и совпадает с центром тяжести равнобедренной треугольной пластины ($2/3$ ее высоты или 66,67 %), которая представляет собой сечение конуса, проведенное

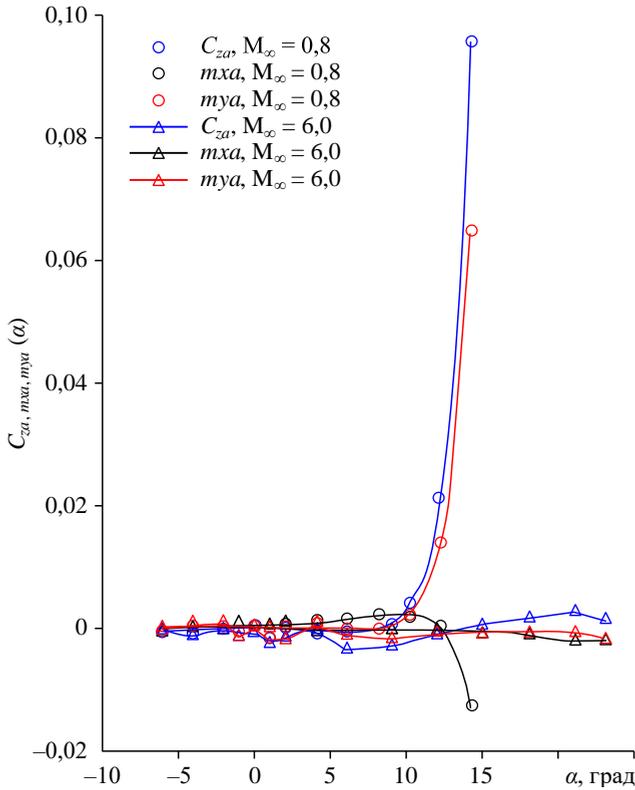


Рис. 9. Коэффициенты поперечной силы, моментов крена и рыскания в зависимости от угла атаки при $M = 0,8^\circ$.

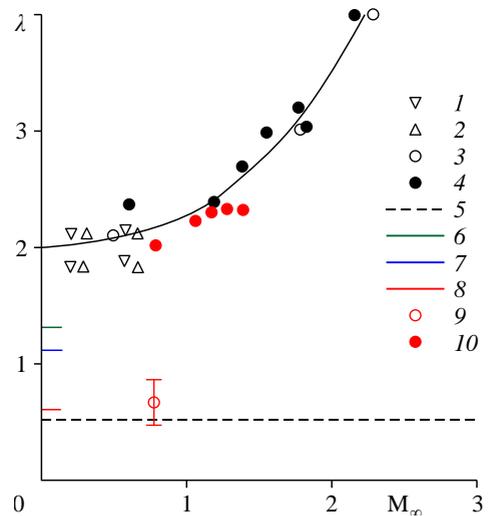
Таблица 2

Оценка погрешностей коэффициентов подъемной, боковой силы и коэффициентов момента крена, рыскания и тангажа для $M = 0,8$

Давление \ Коэффициенты	$\Delta C_{y\alpha}$	$\Delta C_{z\alpha}$	$\Delta m_{x\alpha}$	$\Delta m_{y\alpha}$	$\Delta m_{z\alpha}$
$P_0 = 1,0$ атм	0,0033	0,0022	0,002	0,002	0,003
$P_0 = 0,5$ атм	0,0083	0,0056	0,004	0,005	0,008

Рис. 10. Зависимость безразмерного угла атаки λ , при котором возникает отрыв на конусе, от числа Маха.

- 1 — $\theta = 7,5^\circ$, $Re > 0,3$ млн [5];
- 2 — $\theta = 10^\circ$, $Re > 0,3$ млн [5];
- 3 — $\theta = 5^\circ$, $Re > 5,8$ млн [5];
- 4 — $\theta = 5^\circ$, $Re > 0,8$ млн [5]; 5 — $\lambda \approx 0,5$, начало симметричного отрыва [4];
- 6 — $\lambda \approx 1,3$, начало симметричного отрыва при турбулентном обтекании [5];
- 7 — $\lambda \approx 1,1$, начало симметричного отрыва при ламинарном обтекании [5];
- 8 — $\lambda \approx 0,6$, начало симметричного отрыва [7];
- 9 — начало симметричного отрыва, данные настоящей работы, 10 — начало асимметричного отрыва, данные настоящей работы.



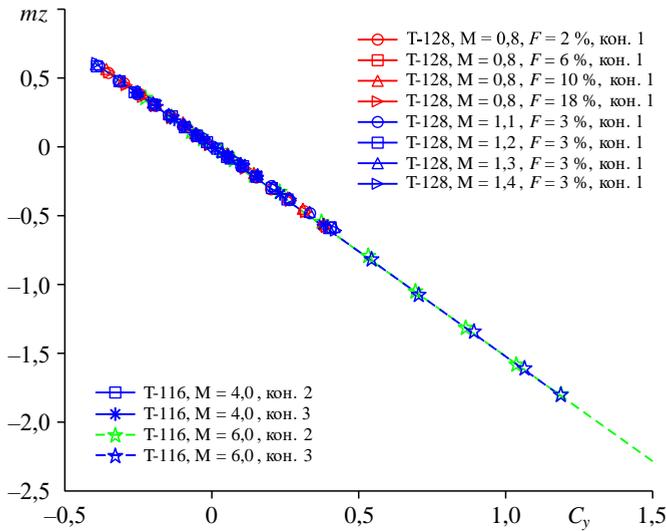


Рис. 11. Зависимости коэффициента момента тангажа от коэффициента нормальной силы в связанной системе координат.

через его ось симметрии. В работе [18] было получено близкое значение центра давления — 68,74 % для конуса с углом раствора 20° при $M = 7$.

Распределение давления

На рис. 12 приведено распределение коэффициента давления c_p в плоскости симметрии конуса и рабочей части аэродинамической трубы Т-128 при $M = 1,1$, $F = 3\%$, $\alpha = 0^\circ$. На рис. 12а представлено распределение c_p в вертикальном сечении трубы, полученное с помощью пакета программ EWT-ЦАГИ [15–17] и с использованием модели турбулентности SST [19]. На перфорированной стенке рабочей части ставилось условие проскальзывания и граничное условие типа Дарси — $u-v/R = 0$ — линейная связь между продольной u и нормальной к стенке v компонентами возмущенной скорости. Значение параметра $R = 0,5$ в граничном условии было выбрано в соответствии с результатами [20]. Результаты расчета c_p совместно с линиями тока в донной области конуса приведены на рис. 12б. Сравнение расчетного распределения коэффициента давления и полученного в эксперименте на верхней и нижней стенках рабочей части представлено на рис. 12с. Максимальная разность расчетных и экспериментальных распределений c_p на стенке вплоть до замыкающего скачка ($x \approx 1,8$ м) находится в пределах погрешности измерений и составляет $\Delta c_p \sim 0,003$.

Сравнение расчетного распределения и полученного экспериментально коэффициента давления на поверхности конуса представлено на рис. 12д. Максимальная разность расчетных и экспериментальных распределений c_p не превышает $\Delta c_p \sim 0,015$.

Пульсации статического давления

Статистическая обработка показаний датчиков для измерения пульсаций давления проводилась с помощью известных методов цифрового анализа случайных временных процессов [21]. Вычисление спектральных плотностей выполнялось стандартными программами быстрого преобразования Фурье. Амплитуды пульсаций давления вычислялись

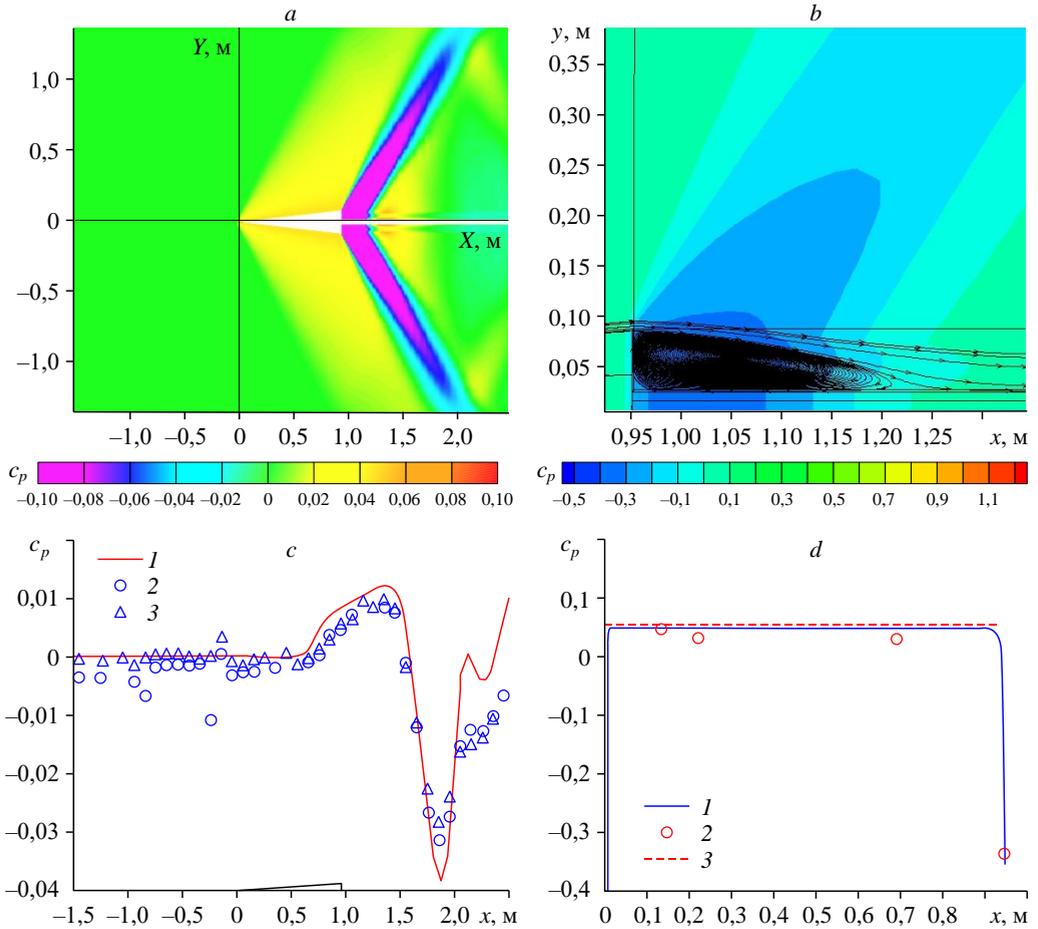


Рис. 12. Коэффициент давления c_p в плоскости симметрии при $M = 1,1$, $F = 3\%$, $\alpha = 0^\circ$.

a — распределение c_p в плоскости симметрии конуса и рабочей части; *b* — распределение c_p совместно с линиями тока в нижней области конуса; *c* — распределения расчетного коэффициента давления и полученного в эксперименте на верхней и боковой стенках рабочей части АДТ: 1 — результаты расчета, 2 — данные эксперимента (верхняя стенка), 3 — данные эксперимента (нижняя стенка); *d* — распределение c_p по поверхности конуса *d*: 1 — результаты расчета EWT-T-128 ЦАГИ, 2 — данные эксперимента (Т-128), 3 — результаты расчета, полученные по линейной теории.

как корни квадратные из односторонних спектральных плотностей в полосах частот шириной 10 Гц. Стандартное отклонение коэффициента статического давления в двух точках на боковой поверхности конуса (Д1 и Д3) в зависимости от числа Маха при $F = 6\%$ приведено на рис. 13. Числа Рейнольдса, рассчитанные по расстоянию от носка конуса до положения датчиков Д1 и Д3, приведены на рис. 14 в зависимости от числа Маха.

Максимальный уровень пульсаций коэффициента статического давления на конусе имеет место при $M \approx 0,8$. Влияние числа Рейнольдса на уровень пульсаций на конусе наблюдается в диапазоне $0,6 < M < 1$: с увеличением числа Рейнольдса уровень пульсаций коэффициента давления повышается не более чем на 0,002. Уровень пульсаций в хвостовой части конуса (датчик Д3) на $0,002 \div 0,004$ больше, чем в носовой (датчик Д1). При числе $M = 0,2$ и $P_0 = 0,57$ атм наблюдается уменьшение уровня пульсаций на конусе в два раза по сравнению с данными при $P_0 = 1$ атм. При этом уровень пульсаций, измеренный датчиками Д1 и Д3, получился одинаковый — 0,003. Данный факт косвенно свидетельствует о том, что пограничный слой на поверхности конуса является ламинарным.

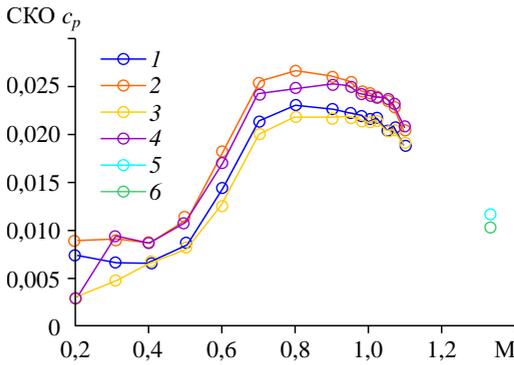


Рис. 13. Стандартное отклонение коэффициента статического давления на боковой поверхности конуса в зависимости от числа Маха при $F = 6\%$.

$P_0 = 1,01$ (Д1) (1), $1,01$ (Д3) (2), $0,58$ (Д1) (3), $0,56$ (Д3) (4), $0,68$ (Д1) (5), $0,68$ (Д3) (6) атм.

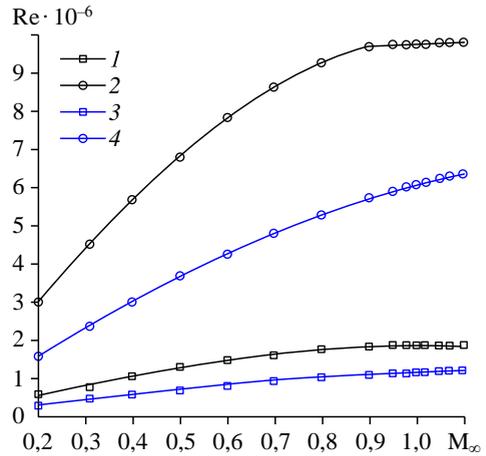


Рис. 14. Зависимости чисел Рейнольдса для приемников давления Д1 и Д3 от числа Маха.

1 — приемник Д1, $P_0 = 1,0$ атм,
2 — приемник Д3, $P_0 = 1,0$ атм,
3 — приемник Д1, $P_0 = 0,5$ атм,
4 — приемник Д3, $P_0 = 0,5$ атм.

Это подтверждается также малым значением коэффициента сопротивления конуса (рис. 6). Используя данные рис. 14, можно оценить число Рейнольдса ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на конусе для несжимаемого течения — $Re_{cr} \approx 0,5 \cdot 10^6$.

На рис. 15 приведены зависимости стандартного отклонения коэффициента статического давления от коэффициента раскрытия перфорации при $M = 0,8$ и $1,3$. При сверхзвуковом значении числа Маха уровень пульсаций приблизительно в два раза меньше, чем при дозвуковом. Значения стандартного отклонения на конусе практически одинаковы и не зависят от коэффициента раскрытия перфорации. При $M = 0,8$ уровень пульсаций в носовой части конуса выше, чем в хвостовой, и имеет максимум при $F = 0\%$ и минимум — при $F = 10\%$.

Для случаев $M = 0,8$, $F = 0$ и 18% и $M = 1,3$, $F = 1$ и 8% характерны общие закономерности:

— амплитуды пульсаций давления в носовой части конуса (датчик Д1) меньше, чем в хвостовой (датчик Д3); соответственно, интегральный параметр SKO в носовой части меньше, чем в хвостовой (рис. 15);

— в верхней части спектра ($f > 1$ кГц) на конусе присутствует тон $f \approx 2,7$ кГц, обусловленный перфорацией стенок рабочей части [10].

Тон $f \approx 2,7$ кГц иногда называют «кромочным тоном». Он вызван отрывом вихрей при движении газа от сплошных участков перфорации к отверстию [22].

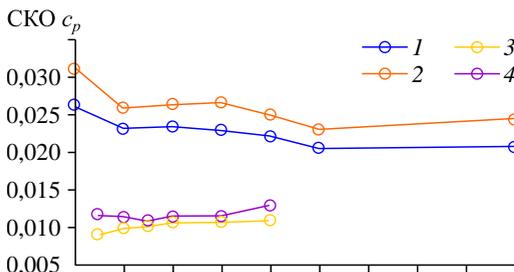


Рис. 15. Стандартное отклонение коэффициента статического давления на боковой поверхности конуса в зависимости от коэффициента раскрытия перфорации при $M = 0,8$ и $1,3$.

1 — $M = 0,8$, $P_0 = 1,16$ атм, приемник Д1;
2 — $M = 0,8$, $P_0 = 1,16$ атм, приемник Д3;
3 — $M = 1,3$, $P_0 = 0,67$ атм, приемник Д1;
4 — $M = 1,3$, $P_0 = 0,67$ атм, приемник Д3.

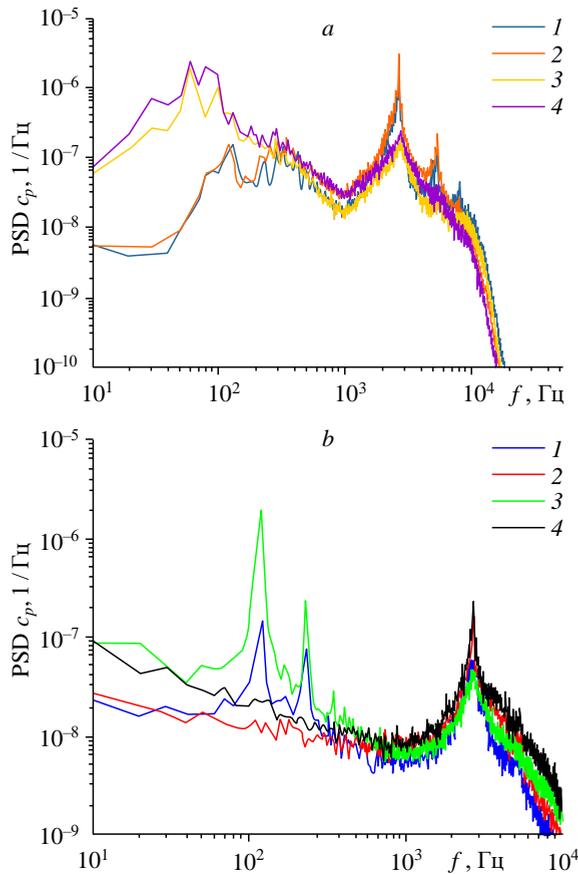


Рис. 16. Спектральная плотность мощности (PSD) коэффициента статического давления на боковой поверхности конуса при $df = 10$ Гц и $M = 0,8$ (a), $1,3$ (b).

a: 1 — $F = 0\%$, приемник Д1; 2 — $F = 0\%$, приемник Д3;
 3 — $F = 18\%$, приемник Д1; 4 — $F = 18\%$, приемник Д3;
 b: 1 — $F = 1\%$, приемник Д1; 2 — $F = 8\%$, приемник Д1;
 3 — $F = 1\%$, приемник Д3; 4 — $F = 8\%$, приемник Д3.

При $M = 0,8$ и $F = 0\%$ (рис. 16a) в верхней части спектра появляются два тона, кратных основному тону — $f \approx 5,4$ и $8,1$ кГц. В нижней части спектра при $M = 0,8$ и $F = 0\%$ на конусе наблюдается тон $f \approx 126$ Гц с небольшой амплитудой. При увеличении коэффициента перфорации до $F = 18\%$ существенно возрастают амплитуды пульсаций в полосе частот $f < 300$ Гц с максимумами $f \approx 60$ и 100 Гц. Это объясняется резонансом камеры давления, имеющей поперечный размер 10 м. В верхней части спектра наблюдается противоположный эффект, приводящий к снижению интегрального параметра СКО при $F = 18\%$ в сравнении с его значением при $F = 0\%$ (рис. 15). При сверхзвуковом течении ($M = 1,3$) уровень пульсаций c_p на конусе существенно ниже, чем при $M = 0,8$ (рис. 16b). При $F = 1\%$ наблюдаются два тона в низкочастотной области: $f \approx 120$ и 240 Гц, которые приводят к увеличению интегрального параметра СКО в полтора раза (рис. 15). При $F = 8\%$ эти тоны исчезают.

Заключение

По результатам экспериментальных исследований канонического тела в аэродинамических трубах Т-116 и Т-128 и расчетных исследований с помощью пакета программ EWT-ЦАГИ проведен комплексный анализ квазистационарных аэродинамических характеристик конуса в диапазоне чисел Маха $M = 0,2 \div 6$, который позволил объяснить особенности полученных характеристик. Также для данных, полученных в трубе Т-128 в диапазоне $M = 0,2 \div 1,4$, выполнен анализ пульсаций статического давления на конусе.

Результаты настоящей работы могут быть использованы в качестве тестового случая для валидации расчетных программ и сравнения с результатами других экспериментальных исследований.

Список литературы

1. Циолковский К. Краткое описание опытов сопротивления воздуха // Вестн. опытной физики и элементарной математики. 1896. № 259. С. 276–279.
2. Gorbushin A.R. Pioneering Russian wind tunnels and first experimental investigations, 1871–1915 // Progress in Aerospace Sci. 2017. Vol. 95. P. 99–139.
3. Fisher D.F., Dougherty N.S. In-flight transition measurements on a 10° cone at mach numbers from 0,5 to 2,0 // NASA Technical Paper. 1982. No. 1971. 143 p.
4. Чжен П. Управление отрывом потока. Из-во «Мир». 1979. 552 с.
5. Tactical Missile Aerodynamics. Progress in Aeronautics and Astronautics / Ed. by M.J. Hensch, J.N. Nielsen // American Instit. Aeronautics and Astronautics, Inc., New York, 1986. Vol. 104. 858 p.
6. Заметаев В.Б. Особое решение уравнений пограничного слоя на тонком конусе // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1987. № 2. С. 65–72.
7. Заметаев В.Б. Локальный отрыв на тонком конусе, предшествующий появлению вихревой пелены // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1987. № 6. С. 21–28.
8. Wang Y.L.Y., Jiang Z. Design of a pulse-type strain gauge balance for a long-test-duration hypersonic shock tunnel // Shock Waves. 2016. Vol. 26. P. 835–844.
9. Гусев Д.Е., Павлов Ю.А., Прокофьев В.М., Швалев Ю.Г. Аэродинамическая труба Т-116 ЦАГИ, конструкция основных элементов, виды эксперимента и методика их проведения // К 60-летию создания аэродинамической трубы Т-116, Тр. ЦАГИ. 2019. Вып. № 2787. С. 1–80.
10. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Semenov A.V., Ledovsky A.V., Trashkov G.A. Influence of T-128 wind tunnel perforated walls on aerodynamic characteristics of re-entry vehicles at transonic speed // CEAS Space J. 2020. Vol. 12, No. 2. P. 235–246.
11. Gorbushin A., Anokhina E., Stolyarov E. Unsteady pressure measurement in the presence of a cavity between the sensor and the flow // Sensors and Actuators A: Physical. 2023. Vol. 349. P. 114095-1–114095-12.
12. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Semenov A.V. Investigation of the aerodynamic characteristics of a 10° cone in a T-128 transonic wind tunnel // J. Inst. Eng. India: Ser. C. 2024. Vol. 105, Iss. 4. P. 803–811.
13. Буров В.В., Волобуев В.С., Глазков С.А., Горбушин А.Р., Чумаченко Е.К. Измерительно-вычислительный комплекс трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128 // Датчики и системы. 2010. Т. 132, № 5. С. 20–24.
14. Аржаников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика больших скоростей. М.: Высшая школа, 1965. 570 с.
15. Neyland V., Bosniakov S., Glazkov S., Ivanov A., Matyah S., Mikhailov S., Vlasenko V. Conception of electronic wind tunnel and first results of its implementation // Progress in Aerospace Sci. 2001. Vol. 37, Iss. 2. P. 121–145.
16. Матяш Е.С., Савельев А.А., Трошин А.И., Устинов М.В. Учет влияния сжимаемости газа в γ -модели ламинарно-турбулентного перехода // Журн. вычисл. математики и мат. физики. 2019. Т. 10. С. 1779–1791.
17. Босняков С.М., Горбушин А.Р., Курсаков И.А., Матяш С.В., Михайлов С.В., Подаруев В.Ю. О верификации и валидации вычислительных методов и программ на основе метода Годунова // Учен. запiski ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII, № 7. С. 1–17.
18. Yunfeng L., Yunpeng W., Chaokai Y., Changtong L., Zonglin J. Aerodynamic force and moment measurement of 10° half-angle cone in JF12 shock tunnel // Chinese J. Aeronautics. 2017. Vol. 30, Iss. 3. P. 983–987.
19. Menter F.R., Smirnov P.E., Liu T., Avancha R. A one-equation local correlation-based transition model // Flow Turbulence Combust. 2015. Vol. 95. P. 583–619.
20. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Semenov A.V. Experimental study of boundary conditions on the perforated walls of test sections No. 1 and 2 of T-128 transonic wind tunnel // AIP Conf. Proceedings. 2018. Vol. 2027. P. 040025-1–040025-15.

21. **Bendat J.S., Piersol A.G.** Measurement and analysis of random data. New York – London – Sydney: Julius S. John Wiley & Sons, 1966. 390 p.
22. **Stanniland D.R., McHugh Dr. C.A., Green Dr. J.E.** Improvement of the flow quality in the ARA transonic tunnel by means of a long cell honeycomb // «Wind tunnels and wind tunnel test techniques», RAeS Conferenceon, 1992. P. 54.1–54.12.

*Статья поступила в редакцию 28 ноября 2023 г.,
после доработки — 20 мая 2024 г.,
принята к публикации 13 июня 2024 г.*