

Труды МАИ. 2022. № 127
Trudy MAI, 2022, no. 127

Научная статья
УДК 533.6.071.3
DOI: [10.34759/trd-2022-127-08](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-08)

МОДЕРНИЗАЦИЯ РАБОЧЕЙ ЧАСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ТЕНЗОМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

Антон Ростиславович Ротэрмель^{1✉}, Василий Иванович Шевченко²,
Вячеслав Миронович Лизан³

^{1,2,3}Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,
Санкт-Петербург, Россия

¹vka@mil.ru ✉

Аннотация. В статье рассмотрен результат модернизации тензометрических весов, установленных в рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы СТ-3, позволяющий увеличить диапазон экспериментальных исследований по углу атаки исследуемой модели от 0 до 20 градусов. Проведены численные исследования обтекания модели в рабочей части трубы с целью проверки нахождения модели внутри ромба невозмущенного потока.

Ключевые слова: сверхзвуковая аэродинамическая труба, картина обтекания, число Маха, угол атаки, тензометрические весы

Для цитирования: Ротэрмель А.Р., Шевченко В.И., Лизан В.М. Модернизация рабочей части аэродинамической трубы для проведения тензометрических измерений

Original article

MODERNIZATION OF THE WORKING PART OF THE WIND TUNNEL FOR TENSOMETRIC MEASUREMENTS OF AERODYNAMIC FORCES IN SUPERSONIC FLOW

Anton R. Rotermel¹✉, Vasily I. Sevchenko², Vyacheslav M. Lizan³

^{1,2,3}Military space Academy named after A.F. Mozhaisky,

Saint Petersburg, Russia

¹vka@mil.ru✉

Abstract. The article considers the result of the modernization of strain gauges installed in the working part of the supersonic wind tunnel (AT) ST-3, which allows to increase the range of experimental studies on the angle of attack of the model under study from 0 to 20 degrees. Numerical studies of the flow of the model in the working part of the pipe have been carried out in order to verify that the model is located inside the rhombus of an undisturbed flow.

The supersonic AT ST-3 is widely used to create gas flows of specified parameters for the experimental study of the flow around models of aircraft elements in the range of Mach numbers from 1.5 to 4.2. To increase the range of experimental possibilities, the authors proposed to increase the range of angles of attack of the model under study, taking into account its finding inside the rhombus of a uniform part of the flow.

The supersonic AT ST-3 makes it possible to determine the aerodynamic forces acting on the model under study at angles of attack in the range from -10° to $+10^\circ$, which limits the field of study. The range of angles of attack is determined by the boundary of the rhombus of the uniform part of the flow in the working part of the pipe.

To ensure the adequacy of the simulation, the conditions of adhesion and isothermicity were used on the surface of the body and the walls of the working part of the pipe. According to the values of pressure ($p_0=14 \text{ kgf/cm}^2$) and temperature ($T_0=283\text{K}$) of the gas in the receiver, the flow parameters in the working part of the pipe were calculated ($M_\infty=4.2$; $p_\infty=6467 \text{ Pa}$; $T_\infty=61.8 \text{ K}$; $a_\infty=8 \text{ m/s}$), and also determined the arrangement of the rhombus of the uniform part of the flow.

For the calculations, the Navier-Stokes equations were used, which are closed by the turbulence equations $k-\omega$ SST. The calculation scheme is shown in Figure 5. A sphere with a radius of $R = 20 \text{ mm}$ was chosen as the model.

Modeling was carried out using a structured prismatic finite element grid of 1032 thousand elements (26 elements accounted for the thickness of the boundary layer (parameter $y^+=0.3$)).

Modernization of the fastening system of strain gauges located in the path of the supersonic AT ST-3, taking into account the requirements of permissible "cluttering" of the working part of the pipe, will allow experimental studies to determine the aerodynamic forces acting on the model at angles of attack up to 20° , which is of interest when conducting studies of the aerodynamic spectrum.

Keywords: supersonic wind tunnel, flow pattern, Mach number, angle of attack, strain gauge scales

For citation: Rotermel A.R., Sevchenko V.I., Lizan V.M. Modernization of the working part of the wind tunnel for tensometric measurements of aerodynamic forces in supersonic flow. *Trudy MAI*, 2022, no. 127. DOI: [10.34759/trd-2022-127-08](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-08)

Введение

Исследование силового взаимодействия потока и летательного аппарата представляет собой одну из важнейших задач аэродинамики, решаемых с помощью эксперимента в аэродинамических трубах (АТ). Сверхзвуковая АТ СТ-3 (рисунок 1) широко используется для создания газовых потоков заданных параметров для экспериментального изучения обтекания моделей элементов летательных аппаратов в диапазоне чисел Маха от 1,5 до 4,2 (таблица 1). Труба относится к типу баллонных аэродинамических установок непрерывного действия с закрытой рабочей частью [11].



Таблица 1 – Основные характеристики сверхзвуковой АТ СТ-3

Наименование	Обозначение	Величина
Скоростной напор, кПа	p_{∞}	до 952,63
Продолжительность установившегося течения	τ	непрерывного действия
Число Маха	M_{∞}	1,5 ... 4,2
Число Рейнольдса	Re_{∞}	$3,4 \dots 20,4 \times 10^5$
Диапазон углов атаки модели, град	α	$-10^0 \dots 10^0$
Температура торможения, К	T	273
Размеры рабочей части, мм		150x137

АТ СТ-3 используется для экспериментального изучения обтекания моделей (определения аэродинамических сил, действующих на модель и исследования картин обтекания) [2,15]. В качестве аппаратуры регистрирующей эти параметры используются тензометрические весы и теневой прибор с высокоскоростной камерой. Для увеличения спектра возможностей по проведению экспериментов авторами предложено увеличить диапазон углов атаки исследуемой модели (угол поворота державки) с учетом нахождения ее внутри ромба равномерной части потока [8-10].

Постановка задачи

Сверхзвуковая АТ СТ-3 позволяет определять аэродинамические силы, действующие на исследуемую модель при углах атаки в диапазоне от -10° до $+10^{\circ}$, что ограничивает область исследования. Диапазон углов атаки определяется границей ромба равномерной части потока в рабочей части трубы. В зависимости от скорости потока, положение ромба равномерной части потока может смещаться по оси рабочей части трубы. На рисунке 2 представлена схема расположения модели в рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 (ромб равномерной части потока при числе Маха $M_{\infty}=4,2$).

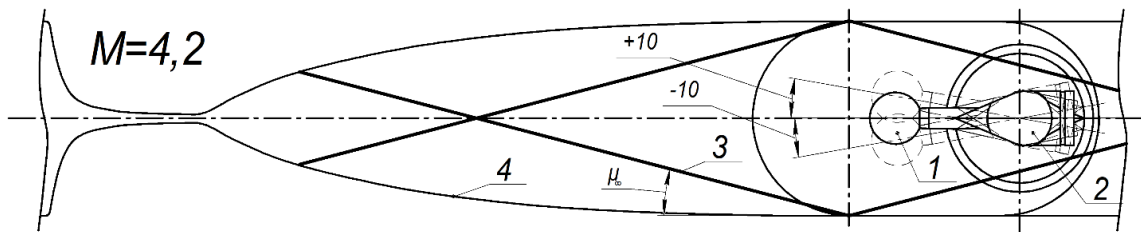
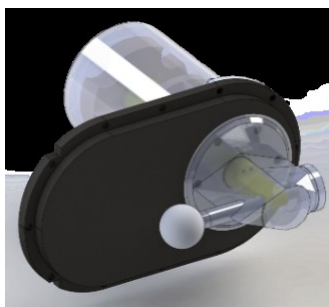


Рисунок 2 – Схема расположения модели в сверхзвуковой АТ СТ-3 (максимальный угол атаки исследуемой модели от -10° до $+10^\circ$): 1 – исследуемая модель; 2 – обтекатель тензометрических весов; 3 – ромб равномерной части потока; 4 – сопловая вставка

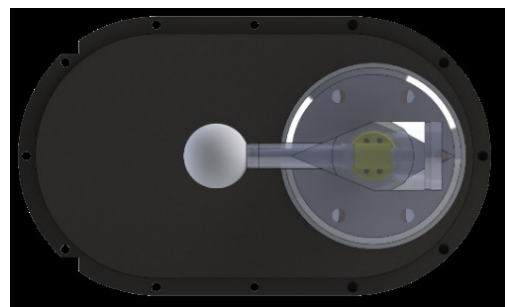
Тракт рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 с расположением модели на тензометрических весах (для углов атаки от 0° до 10°) представлен на рисунке 5 (сопловая вставка – $M_\infty=4,2$).



Рисунок 3 – Тракт рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3
Система крепления тензометрических весов в рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 (для углов атаки от -10° до $+10^\circ$) представлена на рисунке 4.



а)



б)

Рисунок 4 – Система крепления тензометрических весов в рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 (для углов атаки от -10° до $+10^\circ$): а – аксонометрическое изображение системы крепления тензометрических весов; б – вид спереди системы крепления тензометрических весов.

Для увеличения диапазона углов атаки исследуемых моделей (до 20°) проведена модернизация системы крепления тензометрических весов в рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3. Расчеты, необходимые для модернизации (определение нахождения модели в ромбе равномерной части потока рабочей части трубы), проводились с использованием современных кодов вычислительной газогидродинамики [12-14].

Результаты исследований

Для обеспечения адекватности моделирования, на поверхности тела и стенках рабочей части трубы были использованы условия прилипания и изотермичности. По значениям давления ($p_0=14 \text{ кгс/см}^2$) и температуры ($T_0=283\text{К}$) газа в ресивере, были рассчитаны параметры потока в рабочей части трубы ($M_\infty=4,2$; $p_\infty=6467 \text{ Па}$; $T_\infty=61,8 \text{ К}$; $a_\infty=158 \text{ м/с}$), а также определено расположение ромба равномерной части потока.

Для расчетов были использованы уравнения Навье-Стокса, замыкающиеся уравнениями турбулентности $k-\omega$ SST [1, 2, 16-20]. Расчетная схема представлена на рисунке 5. В качестве модели выбрана сфера радиусом $R = 20 \text{ мм}$. Масштаб модели определялся с учетом необходимости выполнения требований допустимого «загромождения» рабочей части трубы. Угол атаки модели относительно потока изменялся в диапазоне от 0 до 20° .

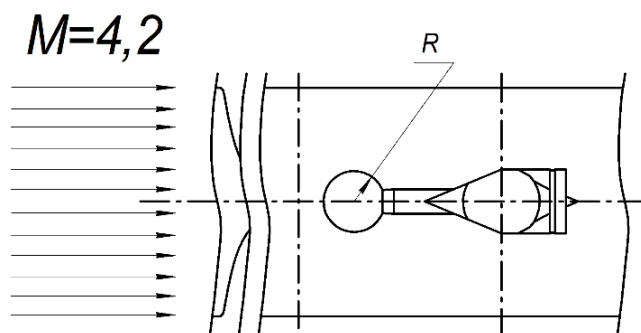


Рисунок 5 – Расчетная схема тракта рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3

Моделирование проводилось с использованием структурированной призматической конечно-элементной сетки из 1032 тыс. элементов (на толщину пограничного слоя приходилось 26 элементов (параметр $y^+=0,3$)). Фрагменты конечно-элементной сетки рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 представлены на рисунке 6.

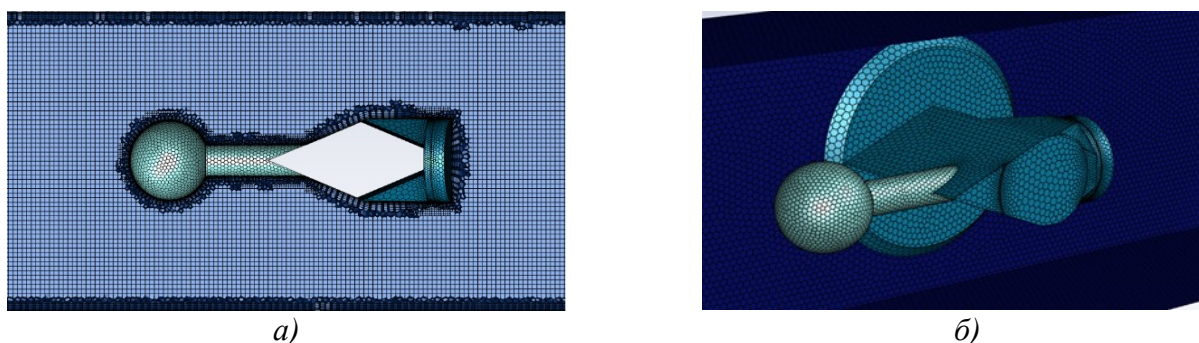


Рисунок 6 – Фрагменты конечно-элементной сетки тракта сверхзвуковой АТ СТ-3 с моделью на державке: а) вид спереди; б) аксонометрическое изображение Система скачков уплотнения, отраженных от стенок рабочей части (без модели)

сверхзвуковой АТ СТ-3 (градиент давления) (для $M_\infty=4,2$), представлена на рисунке 7.

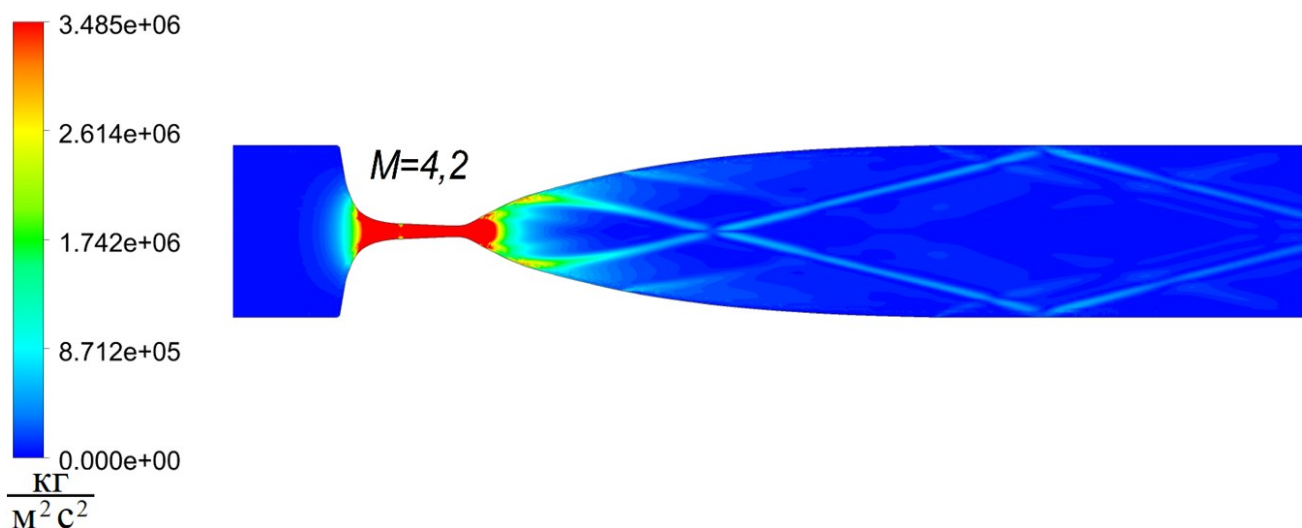


Рисунок 7 – Система скачков уплотнения в рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 при $M_\infty=4,2$

На рисунке видна граница ромба равномерной части потока, которая определяет возможное расположение модели в рабочей части трубы.

Скачки уплотнения, возникающие перед носовой частью модели и отраженные от стенок рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 (градиент давления) с моделью при углах атаки 0 и 10° , представлены на рисунках 8 и 9. Анализ картин обтекания показывает, что для увеличения угла атаки более 10° , с целью обеспечения нахождения модели внутри границ ромба невозмущенного потока, ось вращения механизма изменения углов атаки необходимо смещать ниже оси симметрии сопловой вставки рабочей части АТ СТ-3.

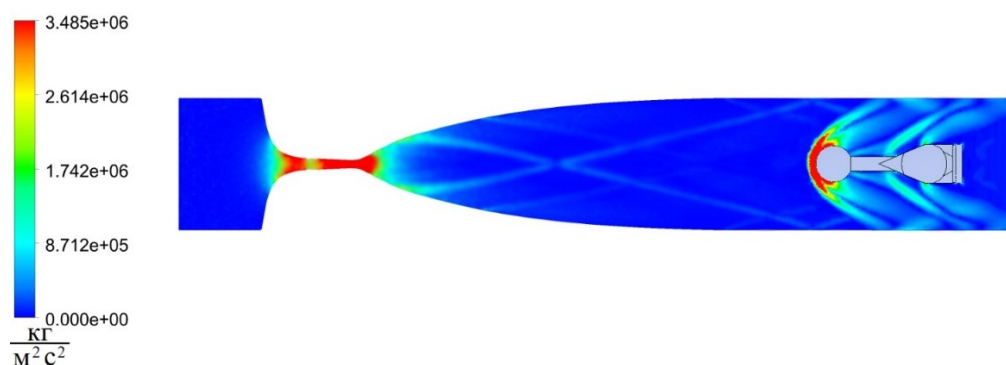


Рисунок 8 – Система скачков уплотнения, возникающих перед носовой частью модели и отраженных от стенок рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 (градиент давления) с моделью ($M_\infty=4,2$; угол атаки 0°)

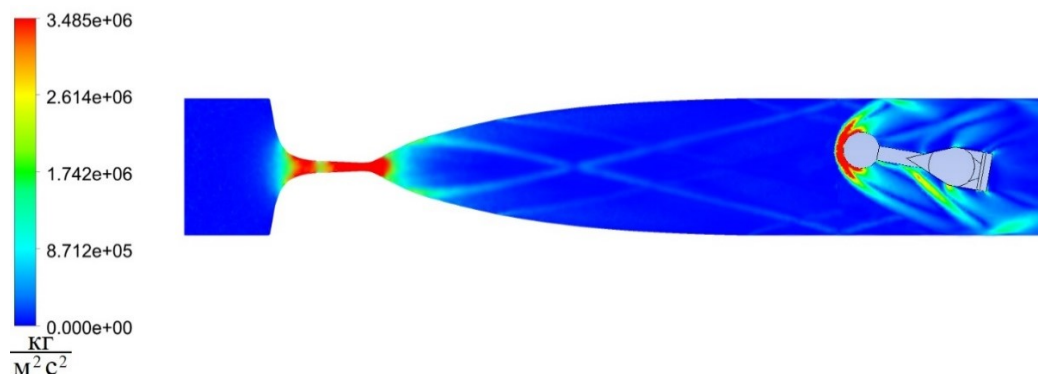


Рисунок 9 – Система скачков уплотнения, возникающих перед носовой частью модели и отраженных от стенок рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 (градиент давления) с моделью ($M_\infty=4,2$; угол атаки 0°)

Схема расположения державки модели с углом атаки 20° , находящийся внутри ромба невозмущенного потока в рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 ($M_\infty=4,2$), представлена на рисунке 10. Загромождение потока этой моделью в соответствии с [11], находится в допустимых пределах. Ось державки относительно оси симметрии сопловой вставки смещена на 15 мм, тем самым обеспечена возможность увеличения угла атаки до 20° .

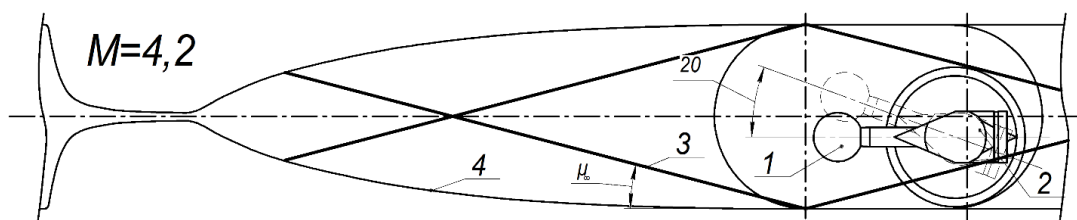


Рисунок 10– Схема расположения модели в сверхзвуковой АТ СТ-3 (максимальный угол атаки исследуемой модели 20°): 1 – исследуемая модель; 2 – обтекатель тензометрических весов; 3 – ромб равномерной части потока; 4 – сопловая вставка

Система скачков уплотнения, возникающих перед носовой частью модели и отраженных от стенок рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 (градиент давления) с моделью при угле атаки 20° , представлена на рисунке 11.

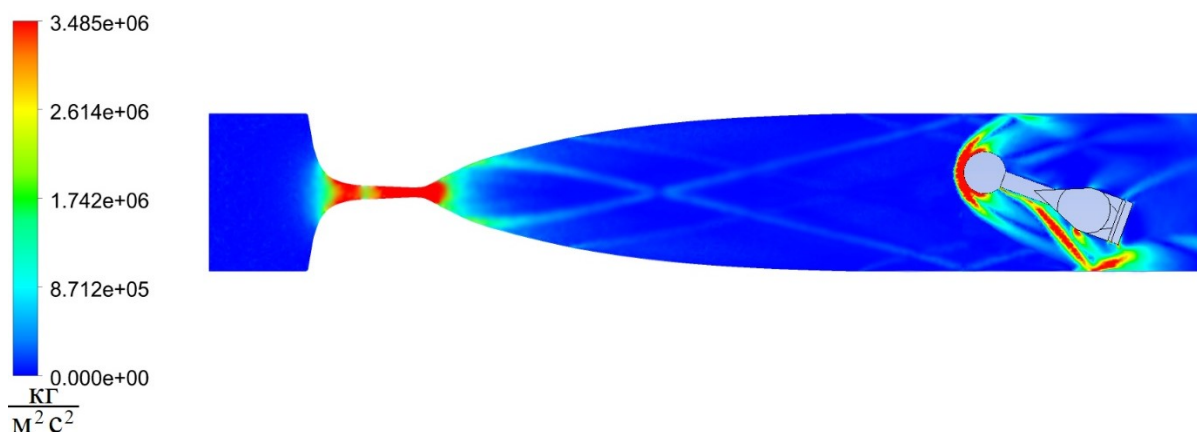


Рисунок 11 – Система скачков уплотнения, возникающих перед носовой частью модели и отраженных от стенок рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 (градиент давления) с моделью ($M_\infty=4,2$; угол атаки 20°)

Данная картина обтекания свидетельствует о правильном расположении модели в рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 (модель не выходит за границы ромба

невозмущенного потока и отраженные от стенок скачки не попадают на поверхность модели). Распределение числа Маха (а) и давления (б) в потоке вблизи модели (угол атаки 20°) представлены на рисунке 12. Набегающий поток на модель равномерный, газодинамические неоднородности перед моделью отсутствуют [4-6].

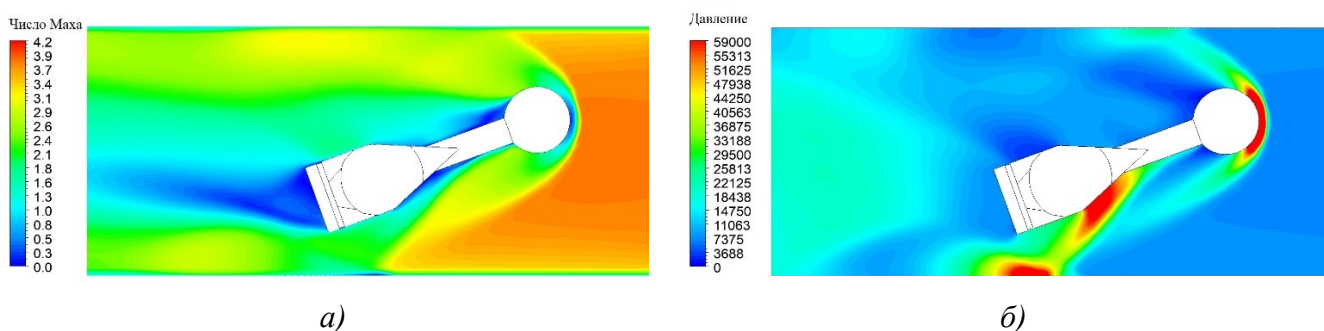


Рисунок 12 – Распределения газодинамических параметров в потоке вблизи модели ($M_\infty=4,2$; угол атаки 20°): а) число Маха; б) давление

В соответствии с результатами проведенных расчетов была разработана и создана система крепления тензометрических весов в рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 для углов атаки от 0° до 20° (CAD модель представлена на рисунке 13).

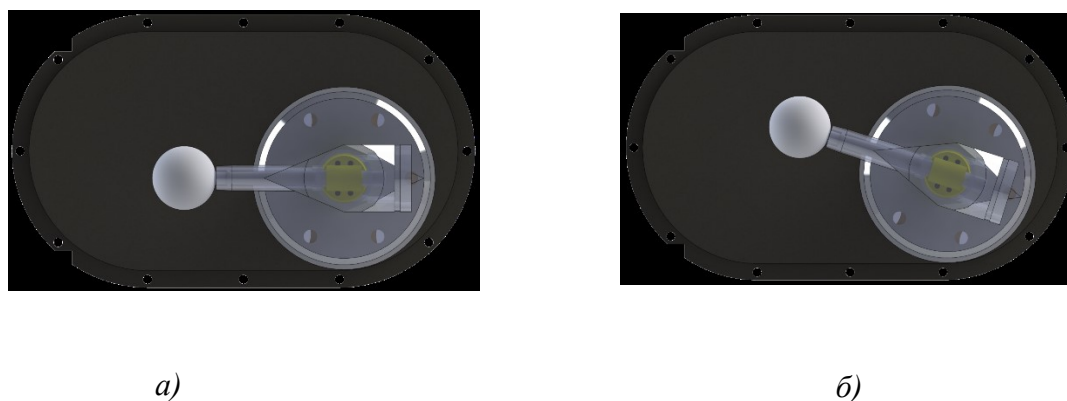


Рисунок 13 – Система крепления тензометрических весов рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 с возможностью изменения угла атаки от 0° (а) до 20° (б)

Тракт рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 ($M_\infty=4,2$) с моделью и разработанной системой крепления тензометрических весов для углов атаки от 0° до 20° представлен на рисунке 14.

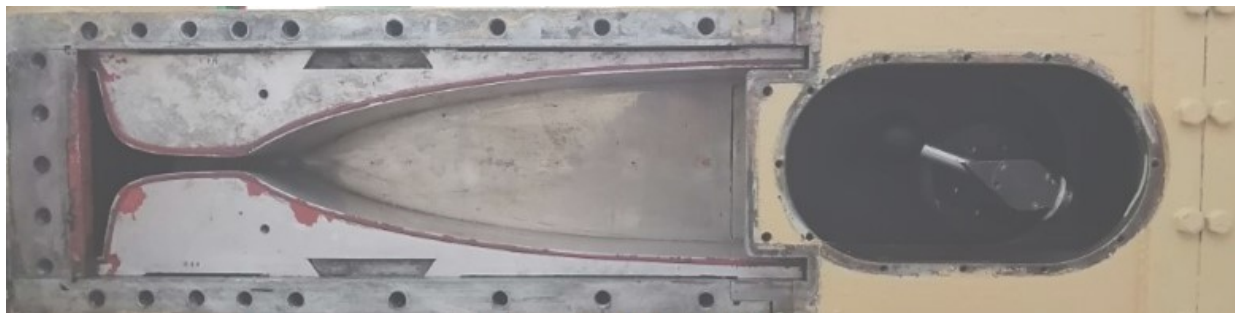


Рисунок 14 – Тракт рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 ($M_\infty=4,2$) с системой крепления тензометрических весов (для углов атаки от 0° до 20°)

Заключение

Модернизация системы крепления тензометрических весов, расположенных в тракте сверхзвуковой АТ СТ-3, с учетом требований допустимого «загромождения» рабочей части трубы, позволит проводить экспериментальные исследования по определению аэродинамических сил, действующих на модель, при углах атаки до 20° , что представляет интерес при проведении исследований аэродинамического спектра. Использование современных кодов вычислительной газогидродинамики позволило в короткие сроки рассчитать параметры потока в рабочей части сверхзвуковой АТ СТ-3 и определить правильное расположение модели в границах ромба невозмущенного потока (ось державки смещена относительно оси симметрии сопловой вставки на 15 мм).

Список источников

1. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD, La Canada, California: DCW Industries Inc., 1998, 537 p.
2. Бутырин П.А. Автоматизация физических исследований и эксперимента: компьютерные измерения и виртуальные приборы на основе Lab VIEW 7. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 264 с.
3. Ковалев П.И., Менде Н.П. Альбом сверхзвуковых течений. – СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2011. – 251 с.
4. Биматов В.И., Савкина Н.В., Фарапов В.В. Сверхзвуковое обтекание и аэродинамические характеристики острого конуса для различных моделей турбулентности // Вестник Томского государственного университета. 2016. № 5 (43). С. 35-42.
5. Босняков С.М., Коваленко В.В., Михайлов С.В., Ремеев Н.Х. Численное решение задачи обтекания трапециевидного клина сверхзвуковым потоком идеального газа // Ученые записки ЦАГИ. 1989. Т. 20. № 1. С. 30-39.
6. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Яковчук М.С. Численное моделирование взаимодействия поперечной струи со сверхзвуковым потоком с использованием различных моделей турбулентности // Прикладная механика и техническая физика. 2015. Т. 56. № 5. С. 789-798.
7. Головкин М.А., Головкина Е.В. Визуализация структур течения в окрестности моделей летательных аппаратов в гидродинамической трубе малых скоростей (самолетные аэродинамические компоновки) // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=74692>

8. Дуганов В.В., Иванов М.Я. Сверхзвуковое обтекание боковой кромки половины клина // Ученые записки ЦАГИ. 1977. Т. 8. № 6. С. 132-137.
9. Знаменская И.А., Гвоздева Л.Г., Знаменский Н.В. Методы визуализации в механике газа. - М.: Изд-во МАИ, 2001. – 57 с.
10. Краснов Н.Ф. Аэродинамика тел вращения. – М.: Машиностроение, 1964. - 573 с.
11. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н. и др. Прикладная аэродинамика. – М.: Высшая школа, 1974. – 732 с.
12. Мельников А.П. Аэродинамика больших скоростей. – М.:Воениздат, 1961. – 424 с.
13. Петров К.П. Аэродинамика тел простейших форм. – М.:Факториал, 1998. – 432 с.
14. Самохвалов Н.Ю. Установка для аэродинамического исследования лопаток турбин // Труды МАИ. 2014. № 74. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=49297>
15. Тарасенко О.С., Бодрышев В.В., Абашев В.М. Метод цифровой обработки теневых снимков сверхзвукового обтекания элементов конструкций летательных аппаратов // Труды МАИ. 2015. № 83. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=62032>
16. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Часть 2. Методы и средства аэрофизических измерений. - Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2007. С 18-22.
17. Ротэрмель А.Р., Дема И.А., Яшков С.А. Программно-аппаратный комплекс для проведения весовых экспериментов в сверхзвуковой аэродинамической трубе

СТ – 3 с помощью трехкомпонентных тензометрических весов // Труды XXIV Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы защиты и безопасности» (Санкт-Петербург, 01-04 апреля 2021): сборник трудов. - СПб.: Российская академия ракетных и артиллерийских наук, 2021. С. 345-351.

18. Ротэрмель А.Р., Яшков С.А., Шевченко В.И. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик летательного аппарата в сверхзвуковой аэродинамической трубе СТ-3 с использованием программно-аппаратного комплекса // Труды МАИ. 2021. № 119. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=159783>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-06](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-06)

19. Сназин А.А., Шевченко А.В., Панфилов Е.Б., Прилуцкий И.К. Исследование взаимодействия недорасширенной газовой струи, выдуваемой из тела, с высокоскоростным набегающим потоком // Труды МАИ. 2021. № 119. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=159782>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-05)

20. Шевченко А.В. Верификация результатов численного моделирования силы лобового сопротивления гиперзвукового потока, действующей на элементы конструкции объектов ракетно-космической техники // Труды военно-космической академии имени А.Ф.Можайского. 2019. № 671. С. 368-376.

References

1. Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*, La Canada, California: DCW Industries Inc., 1998, 537 p.

2. Butyrin P.A. *Avtomatizatsiya fizicheskikh issledovaniy i eksperimenta: komp'yuternye izmereniya i virtual'nye pribory na osnove Lab VIEW 7* (Automation of physical research and experiment: computer measurements and virtual instruments based on Lab VIEW 7), Moscow, DMK Press, 2005, 264 p.
3. Kovalev P.I., Mende N.P. *Al'bom sverkhzvukovykh techenii* (Album of supersonic currents), Saint Petersburg, Izd-vo Politekhnicheskogo universiteta, 2011, 251 p.
4. Bimatov V.I., Savkina N.V., Farapov V.V. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta*, 2016, no. 5 (43), pp. 35-42.
5. Bosnyakov S.M., Kovalenko V.V., Mikhailov S.V., Remeev N.Kh. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1989, vol. 20, no. 1, pp. 30-39.
6. Volkov K.N., Emel'yanov V.N., Yakovchuk M.S. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 2015, vol. 56, no. 5, pp. 789-798.
7. Golovkin M.A., Golovkina E.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74692>
8. Duganov V.V., Ivanov M.Ya. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1977, vol. 8, no. 6, pp. 132-137.
9. Znamenskaya I.A., Gvozdeva L.G., Znamenskii N.V. *Metody vizualizatsii v mekhanike gaza* (Visualization methods in gas mechanics), Moscow, Izd-vo MAI, 2001, 57 p.
10. Krasnov N.F. *Aerodinamika tel vrashcheniya* (Aerodynamics of bodies of rotation), Moscow, Mashinostroenie, 1964, 573 p.
11. Krasnov N.F., Koshevoi V.N., Danilov A.N. et al. *Prikladnaya aerodinamika* (Applied aerodynamics), Moscow, Vysshaya shkola, 1974, 732 p.

12. Mel'nikov A.P. *Aerodinamika bol'shikh skorostei* (Aerodynamics of high speeds), Moscow, Voenizdat, 1961, 424 p.
13. Petrov K.P. *Aerodinamika tel prosteishikh form* (Aerodynamics of bodies of the simplest forms), Moscow, Faktorial, 1998, 432 p.
14. Samokhvalov N.Yu. *Trudy MAI*, 2014, no. 74. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=49297>
15. Tarasenko O.S., Bodryshev V.V., Abashev V.M. *Trudy MAI*, 2015, no. 83. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=62032>
16. Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta. Chast' 2. Metody i sredstva aerofizicheskikh izmerenii* (Technique and methods of the aerophysical experiment. Part 2. Methods and means of aerophysical measurements), Novosibirsk, Izd-vo NGTU, 2007, pp 18-22.
17. Rotermel' A.R., Dema I.A., Yashkov S.A. *Trudy XXIV Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii «Aktual'nye problemy zashchity i bezopasnosti»*: sbornik trudov. Saint Petersburg, Rossiiskaya akademiya raketnykh i artilleriiskikh nauk, 2021, pp. 345-351.
18. Rotermel' A.R., Yashkov S.A., Shevchenko V.I. *Trudy MAI*, 2021, no. 119. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=159783>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-06](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-06)
19. Snazin A.A., Shevchenko A.V., Panfilov E.B., Prilutskii I.K. *Trudy MAI*, 2021, no. 119. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=159782>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-05)

20. Shevchenko A.V. *Trudy voenno-kosmicheskoi akademii imeni A.F.Mozhaiskogo*, 2019, no. 671, pp. 368-376.

Статья поступила в редакцию 20.10.2022

Статья после доработки 23.10.2022

Одобрена после рецензирования 24.11.2022

Принята к публикации 26.12.2022

The article was submitted on 20.10.2022; approved after reviewing on 24.11.2022; accepted for publication on 26.12.2022