

УДК 533.21

Разработка цифровой модели сопла аэродинамической установки

Шекенов Манас Жолборсбекович^{1,2(*)}

manas.shekenov.02kg@gmail.ru

SPIN-код: 1234-5678

Егоров Кирилл Сергеевич²

egorovks@power.bmstu.ru

SPIN-код: 5503-4995

Попович Сергей Станиславович¹

pss@imec.msu.ru

SPIN-код: 1192-7384

¹ НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрен процесс создания цифровой модели сопла аэродинамической установки и последующий анализ его характеристик. Выполнены расчеты газодинамических параметров потока в сопле Лаваля. Цель исследования заключается в разработке цифровой модели сопла с использованием технологий 3D-сканирования и методов термогазодинамического расчета, а также расширение диапазона чисел Маха.

Ключевые слова: аэродинамическая установка, цифровое моделирование, 3D-сканирование, сопло, газодинамический расчет

Development of a digital model of the nozzle of an aerodynamic facility

Shekenov Manas Zholborsbekovich^{1,2(*)}

manas.shekenov.02kg@gmail.com

SPIN-code: 1234-5678

Egorov Kirill Sergeevich²

egorovks@power.bmstu.ru

SPIN-code: 5503-4995

Popovich Sergey Stanislavovich¹

pss@imec.msu.ru

SPIN-code: 1192-7384

¹ Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia² BMSTU, Moscow, Russia

Abstract. This work examines the process of creating a digital model of the nozzle of an aerodynamic facility and the subsequent analysis of its characteristics. Calculations of the gas-dynamic parameters of the flow in a Laval nozzle have been carried out. The aim of the study is to develop a digital model of the nozzle using 3D scanning technologies and thermogasdynamic calculation methods. As well as the extension of the Mach number range

Keywords: wind tunnel, computational modeling, 3D scanning, nozzle, gas-dynamic analysis

В настоящее время в практике исследований в области механики жидкости и газа наряду с физическим экспериментом находит применение цифровое моделирование аэродинамических установок [1, 2]. Преимущества в использовании данных цифровых моделей заключается в упрощении проведения экспе-

римента, оперативном получении данных с последующей обработкой, иногда даже исключая необходимость в проведении тщательных экспериментов [3]. В данной работе рассматриваются возможности использования цифровых моделей в аэродинамических экспериментах [4]. Для создания цифровой модели сопла использовался 3D-сканер, который позволил получить массив точек в трехмерном пространстве (рис. 1). Каждая точка описывается координатами X , Y и Z [5].

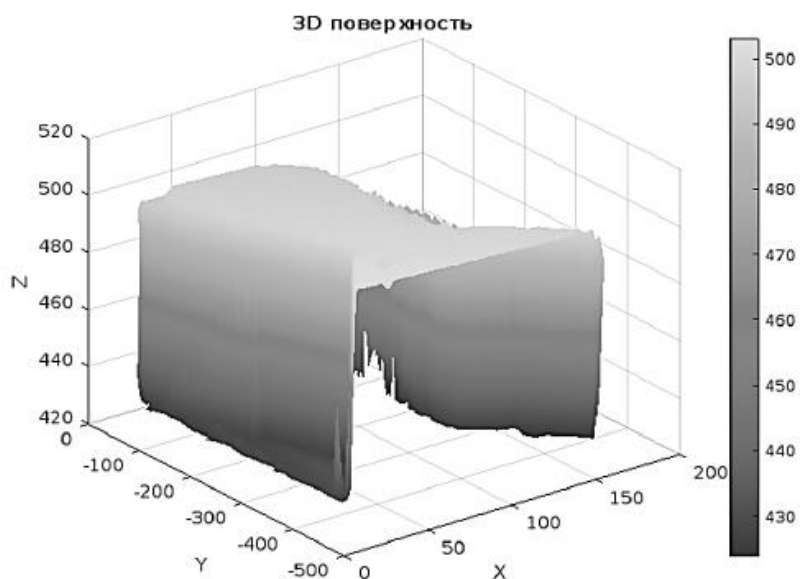


Рис. 1. Построение модели сопла по полученным координатам

Находящиеся за пределами выбранного диапазона, были исключены (рис. 2). Это позволило сосредоточиться на анализе и обработке только тех точек, которые формируют геометрию сопла.

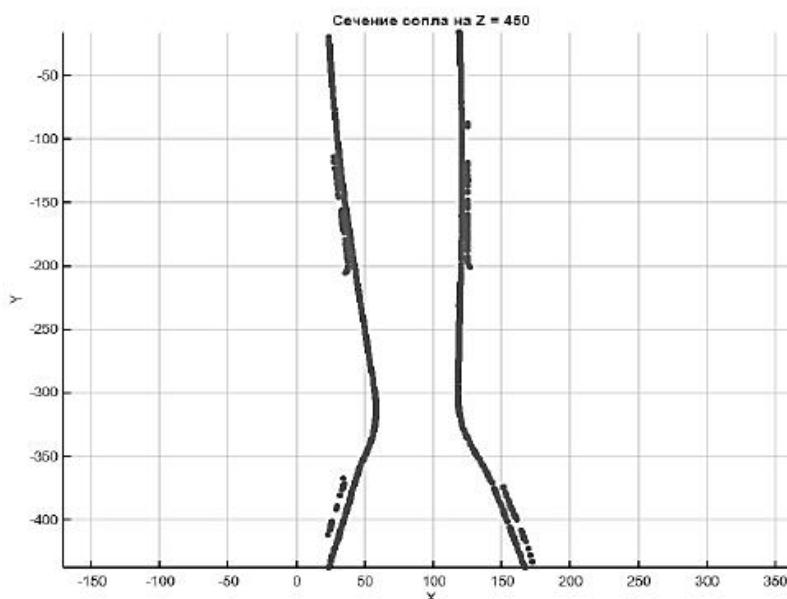


Рис. 2. Контур сопла

После выделения среднего сечения был построен контур сопла, отражающий точную геометрию внутреннего профиля на выбранной высоте (рис. 3).

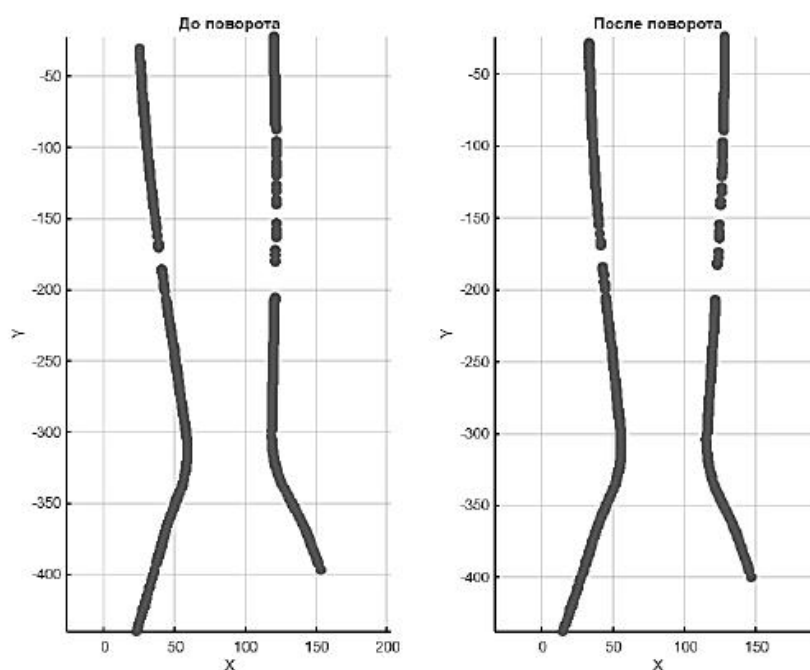


Рис. 3. Контур сопла

Весь этап обработки представлен на трехмерной визуализации (рис. 4), а также в виде поперечного сечения модели на рис. 5, что позволяет наглядно оценить геометрию и внутреннюю структуру объекта.

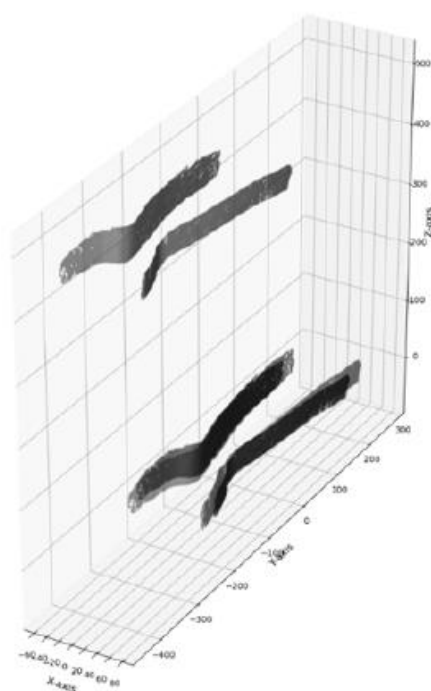


Рис. 4. Поворот геометрии относительно главных осей модели: 3D-вид модели

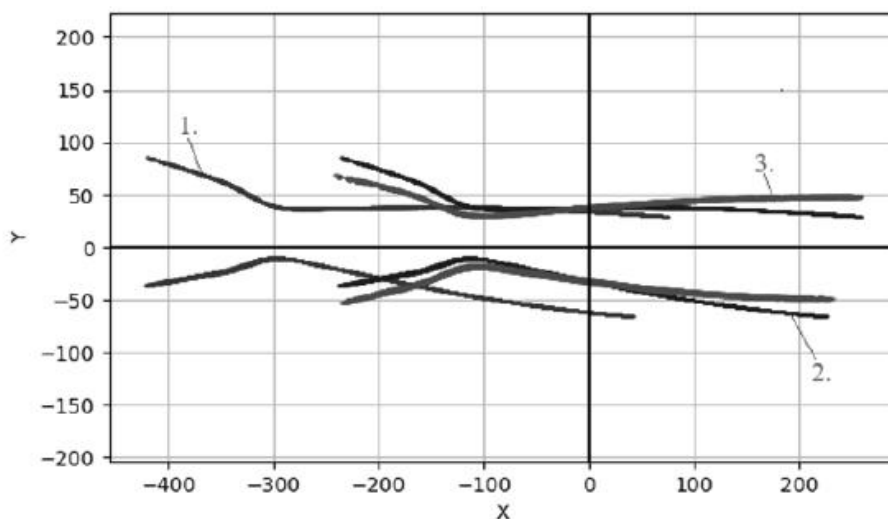


Рис. 5. Поворот геометрии относительно главных осей модели:
вид в поперечной плоскости модели:

1 — исходная геометрия; 2 — совмещение центра модели
с осями координат; 3 — поворот модели

Итоговое значение угла поворота точек стенок канала составило $1,17^\circ$ (рис. 6).

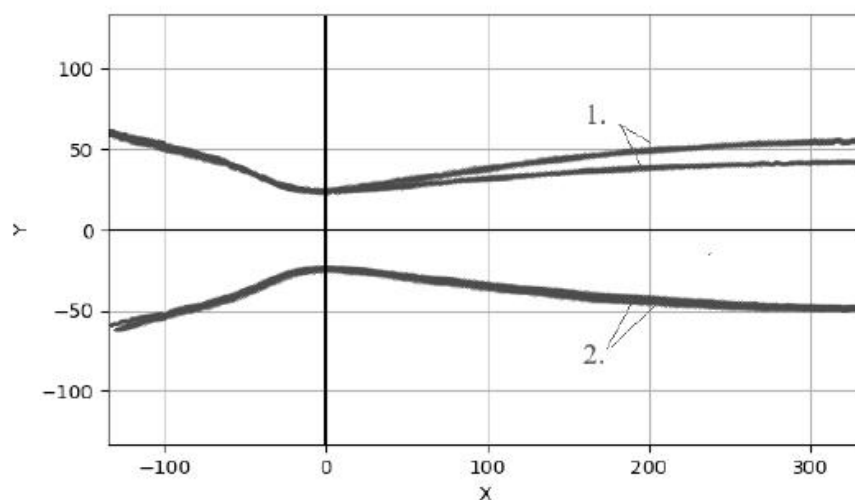


Рис. 6. Стенки канала:

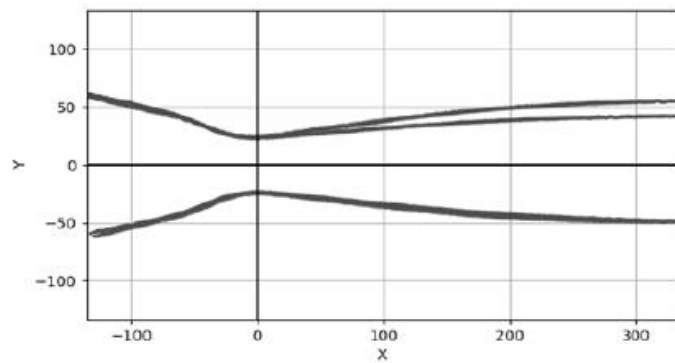
1 — до поворота; 2 — после поворота

Таким образом, были получена геометрия проточной части аэродинамической установки для реализуемых в ней чисел Маха 2,25; 2,5; 2,75; 3,0 (рис. 7).

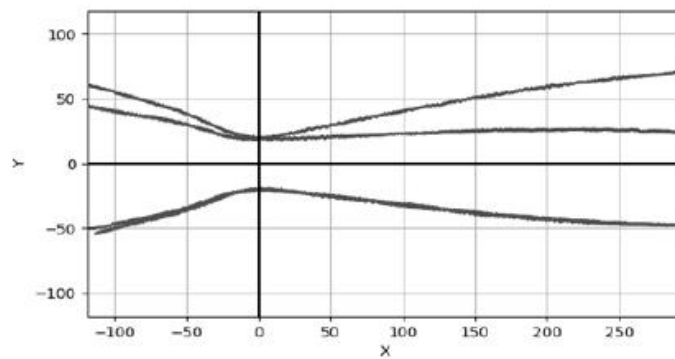
Изменение профиля проточной части трубы представлено на рис. 8. Видно, что с увеличением числа Маха стенки дозвуковой части канала сдвигаются, что соответствует существующей конструкции экспериментальной установки.

Ширина критического сечения составила (расстояние между торцевыми стенками 70 мм):

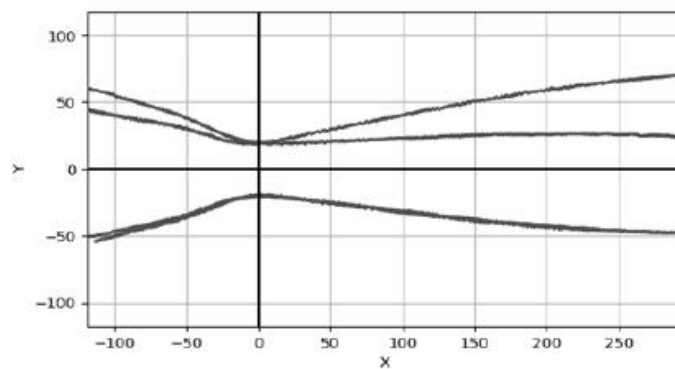
- 47,92 мм для числа Маха 2,25;
- 38,32 мм для числа Маха 2,50;



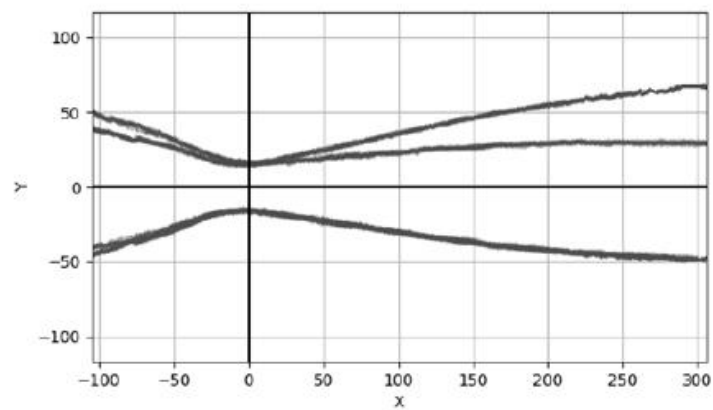
а



б



в



г

Рис. 7. Стенки канала (до и после поворота):

а — число Маха 2,25 — угол 1,15 град; б — число Маха 2,5 — угол 4,52 град;
в — число Маха 2,75 — угол 3,75 град; г — число Маха 3,0 — угол 2,54 град

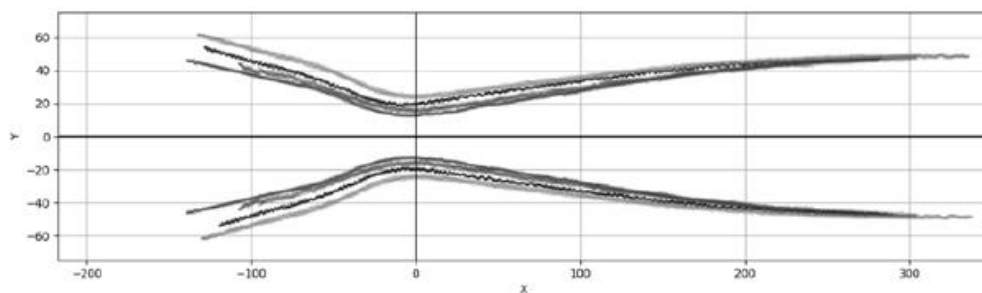


Рис. 8. Изменение геометрии проточной части аэродинамической установки AP-2 в зависимости от реализованного числа Маха

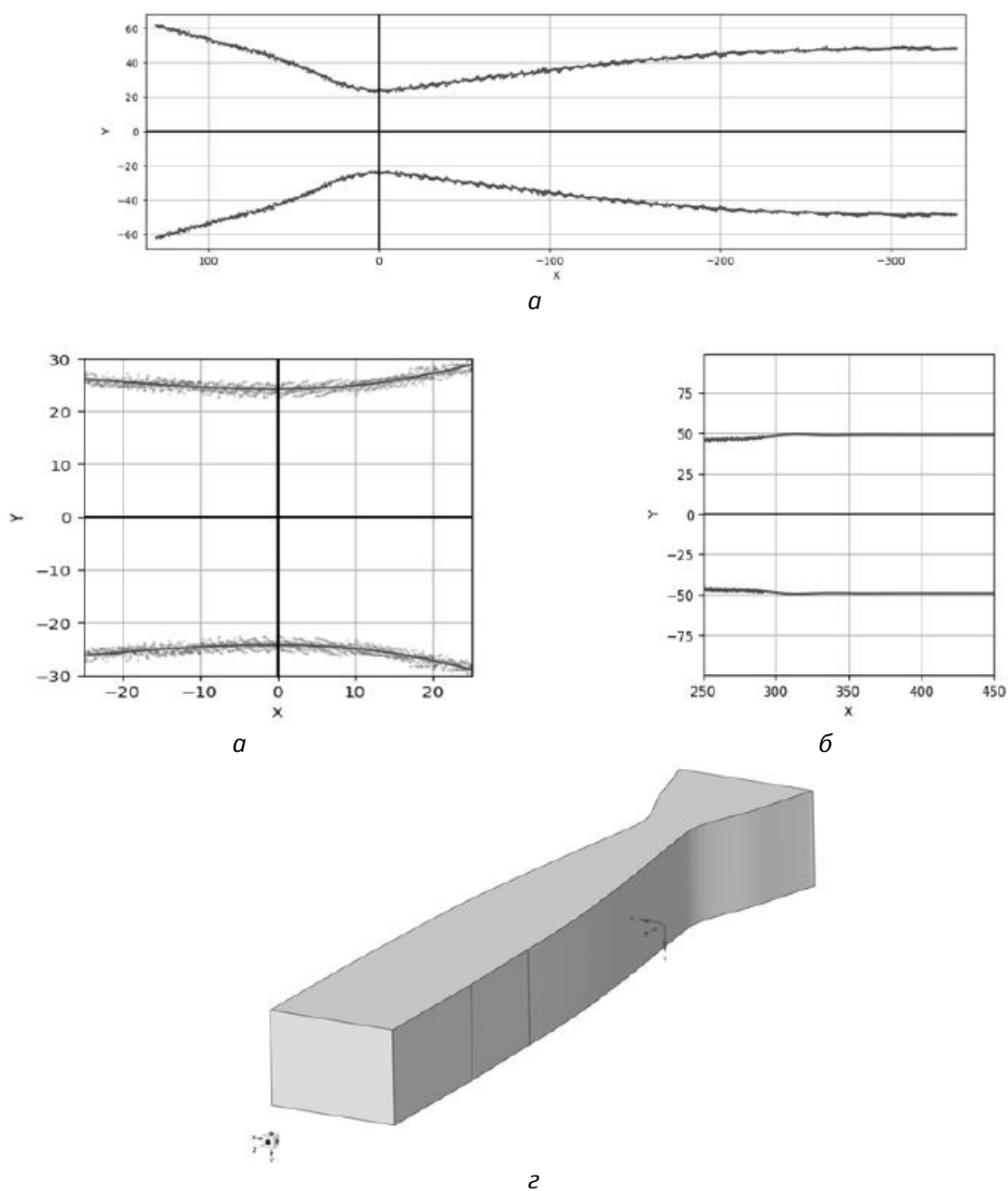


Рис. 9. Восстановленная проточная часть аэродинамической установки AP-2 для числа Маха 2,50: а — аппроксимация геометрии стенок канала; б — область критического сечения; в — область перехода к постоянному сечению; г — твердотельная геометрия

- 30,89 мм для числа Маха 2,75;
- 24,95 мм для числа Маха 3,00.

Вторым известным размером канала является его основная часть постоянного сечения за соплом (70×98 мм). При сканировании не для всех чисел Маха удалось зафиксировать переход к постоянному сечению, поэтому соответствующие точки добавлялись после последней отсканированной. Общая длина канала принята равной 450 мм (приемник давления, определяющий число Маха, расположен в 430 мм от критического сечения). Полученные координаты экспортированы в формат .txt, а геометрия канала восстановлена в SpaceClaim с использованием сплайн-линий (рис. 9).

Интересным представляется соотнести полученную твердотельную геометрию проточной части трубы с начальной необработанной STL-моделью на основе выполненного сканирования (рис. 10) [6–8].

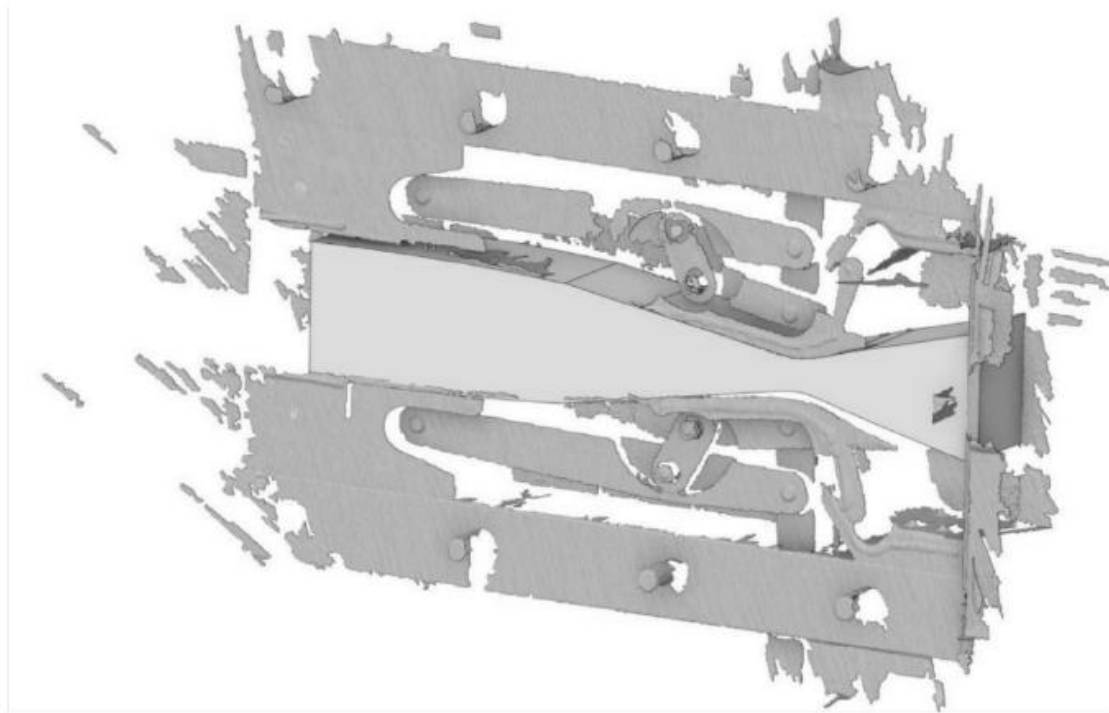


Рис. 10. Восстановленная геометрия на фоне исходной STL-модели

Построена геометрическая модель сопла Лавалья, на основе которой проведены расчеты основных газодинамических параметров потока (числа Маха, давления, температуры, скорости) и построены графики их распределений по длине канала (рис. 11) [9–11].

Стенд оборудован системой PIV, и существует необходимость проведения исследований при дозвуковых скоростях [7, 9]. Для этого была разработана модель сопловых вставок (рис. 12).

Для повышения точности и проверки геометрии модель была распечатана на 3D-принтере [8]. Вставки были установлены в аэродинамическую установку обеспечить работу стенда в дозвуковом режиме (рис. 13) [12].

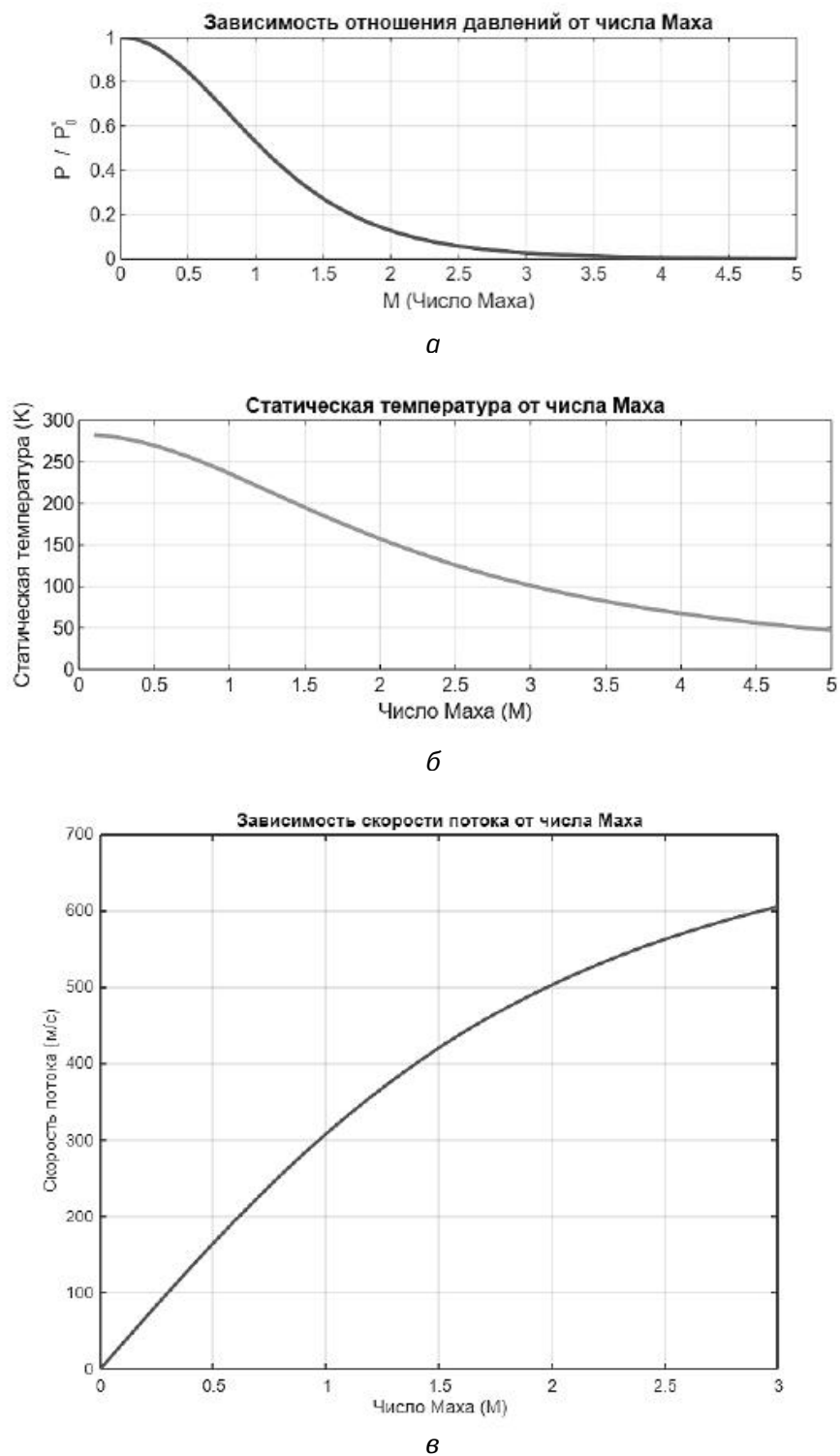


Рис. 11. График зависимости от числа Маха:

а — отношения давлений; *б* — статической температуры; *в* — отношения скорости потока

Проведены экспериментальные исследования на дозвуковом режиме течения. Для регистрации характеристик потока применялась методика PIV (Particle Image Velocimetry), что позволило получить детальные поля скоростей и профили компонент V_x на верхней и нижней стенках канала (рис. 13).

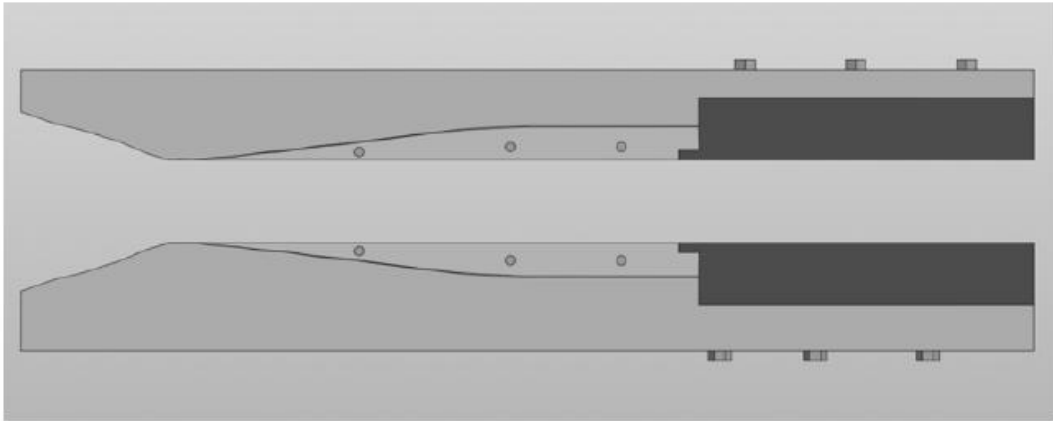
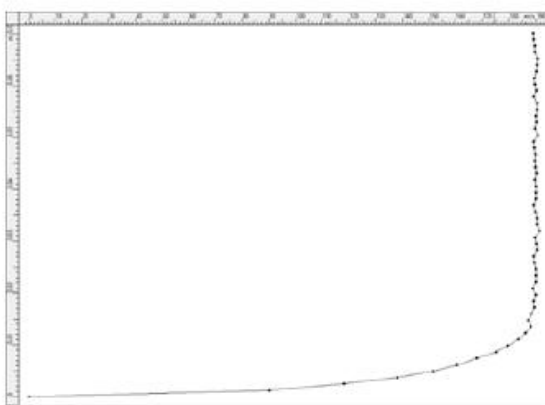


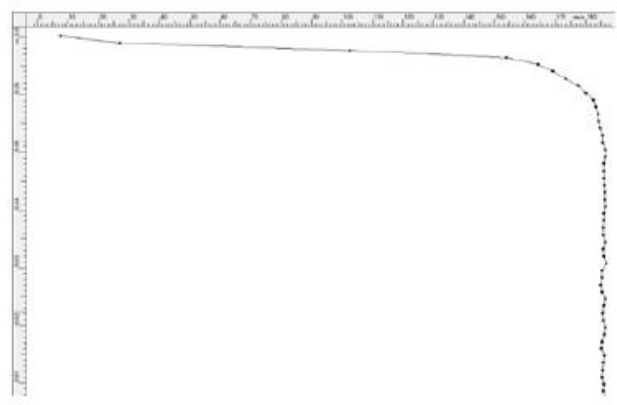
Рис. 12. Схема конструкции сопловых вставок, обеспечивающих дозвуковой режим работы установки



Рис. 13. Внешний вид собранной конструкции перехода на дозвук



a



б

Рис. 13. *a* — Профиль V_x на нижней стенке; *б* — профиль V_x на верхней стенке

*Работа выполнена в рамках госбюджетной тематики МГУ
им. М.В. Ломоносова (№ АААА-А19-119012990115-5).*

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

- [1] Абрамович Г.Н. *Прикладная газовая динамика*. Москва, Наука, 1973, 831 с.
- [2] Виноградов Ю.А., Егоров К.С., Попович С.С., Стронгин М.М. *Экспериментальное исследование эффективности «пористого» охлаждения поверхности, обтекаемой сверхзвуковым потоком газа. Специальный физико-механический практикум МГУ им. М.В. Ломоносова*, 2011, 37 с.
- [3] Попович С.С. Особенности автоматизации эксперимента и обработки результатов при исследовании теплообмена в сверхзвуковом потоке сжимаемого газа. *Программная инженерия*, 2018, т. 9, № 1, с. 35–45.
- [4] Егоров К.С., Загайнов И.А., Попович С.С. Сравнительное исследование применимости различных видов трассеров засева потока системы PIV при сверхзвуковых скоростях. *Проблемы газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках. XXIV Школа-семинар молодых ученых и специалистов под руководством акад. РАН А.И. Леонтьева, посв. 100-летию акад. РАН В.Е. Алемасова: тез. докл.* Казань, АО Информационно-издательский центр, 2023, с. 406–407.
- [5] Загайнов И.А., Попович С.С., Егоров К.С. Экспериментальная отработка методов измерения поля скорости в потоке сжимаемого газа. *«Нелинейные задачи теории гидродинамической устойчивости и турбулентность. XXV Междунар. конф.: матер.* Москва, Издательство Московского университета, 2024, с. 92–93.
- [6] Егоров К.С., Загайнов И.А., Попович С.С. Сравнительное исследование применимости различных видов трассеров засева потока системы PIV при сверхзвуковых скоростях. *Проблемы газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках. XXIV Школа-семинар молодых ученых и специалистов под руководством акад. РАН А.И. Леонтьева, посв. 100-летию акад. РАН В.Е. Алемасова: тез. докл.* Казань, АО Информационно-издательский центр, 2023, с. 406–407.
- [7] Загайнов И.А., Попович С.С., Егоров К.С. Оработка методики засева сверхзвукового потока различными типами трассеров PIV-системы. *Фундаментальные и прикладные задачи механики. Междунар. науч. конф.: матер.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024, с. 255–256.
- [8] Марков В.В. РНФ 14-19-01759: *Создание виртуальных аналогов экспериментальных установок как компонентов комплексного исследования быстропротекающих газодинамических процессов*. 2022.
- [9] Гобызов О.А., Ложкин Ю.А., Ганиев Ю.Х., Красенков Г.И., Ларионов М.А., Надеждин А.Е., Филиппов П.С., Филиппов С.Е. Опыт применения метода PIV для исследования структуры течения в сверхзвуковых аэродинамических трубах. *Оптические методы исследования потоков. XII Междунар. конф.: тез. докл.* Москва, МЭИ, 2013, 13 с.
- [10] Ганиев Ю.Х., Гобызов О.А., Гусарова О.Д., Захаров Е.П. Особенности методологии экспериментальной бесконтактной диагностики неравномерного поля скорости в среднемасштабной сверхзвуковой аэродинамической трубе. *КИМИЛ. III Отрасл. конф.: матер.* Жуковский, ЦАГИ, 2018, с. 302–311.
- [11] Popovich S.S., Zditovets A.G., Kiselev N.A., Vinogradov U.A. Experimental study of aerodynamic heating in the region of an incident shock wave boundary layer interaction. *Acta Astronautica*, 2025, vol. 229, pp. 804–813.
- [12] Ахметбеков Е.К., Бильский А.В., Маркович Д.М., Маслов А.А., Поливанов П.А., Цырюльников И.С., Ярославцев М.И. Применение лазерного измерительного комплекса «Полис» для измерений полей скоростей в сверхзвуковом потоке в аэродинамических трубах. *Теплофизика и аэромеханика*, 2009, т. 16, № 3, с. 343–352.