

# **Влияние Неоднородности Набегающего Сверхзвукового Потока на Температуру и Тепловой Поток на Пластине**

**Г.В. Никифоров, В.А. Лашков, И.Ч. Машек, Р.С. Хоронжук**

*Санкт-Петербургский Государственный Университет (СПбГУ),*

*Российская Федерация*

*E-mail: [nikiforovg1996@gmail.com](mailto:nikiforovg1996@gmail.com), [valerail180150@gmail.com](mailto:valerail180150@gmail.com), [igor.mashek@gmail.com](mailto:igor.mashek@gmail.com), [khoronzhuk@gmail.com](mailto:khoronzhuk@gmail.com)*

**Аннотация.** Было исследовано влияние плотностной неоднородности набегающего сверхзвукового потока на температуру и тепловой поток на пластине, установленной под углом к направлению потока. Плотностная неоднородность достигалась введением в основной поток воздуха тонкой струи гелия. Зафиксирована перестройка течения возле модели, возникающая в следствие взаимодействия плотностной неоднородности с ударной волной.

## **ВВЕДЕНИЕ**

С увеличением скорости полета летательного аппарата становится актуальным поиск путей уменьшения силовых и тепловых нагрузок на теле. Известны газодинамические способы управления обтеканием тела при сверхзвуковых скоростях с помощью отрывных потоков и возвратных течений, которые позволяют значительно уменьшить аэродинамическое сопротивление затупленных тел, например, с помощью механической иглы или воздушной струи, истекающей из вершины затупленного тела навстречу сверхзвуковому потоку. С середины 40-х годов прошлого столетия проводятся исследования влияния тонких протяженных каналов с пониженной плотностью, расположенных перед головной ударной волной, на перестройку газодинамического течения у тела [1]. Значительный интерес в последнее время вызывает использование разнообразных разрядов (лазерный, микроволновый, тлеющий) для управления сверхзвуковым потоком [2]. Применение разрядов видится перспективным во многих аэрокосмических технологиях: управление аэродинамическими характеристиками летательного аппарата, получение эффективного метода снижения лобового сопротивления тела, смешение и зажигание газов в двигательной установке и многое другое. Обзор исследований по названным направлениям можно найти, например, в [3, 4].

Теоретическими исследованиями [5] и экспериментами [6] установлено, что основным фактором, который приводит к перестройке течения около тела, является нагрев газа после разряда. Поэтому при компьютерном симулировании взаимодействия разряда с ударным слоем на теле часто используется система уравнений Эйлера и модель совершенного газа [4], а нагрев газа в области разряда определяется отношением плотностей газа в области разряда и набегающим потоке. При этом, если при численном моделировании не возникает препятствий для рассмотрения нагретой области газа любой длины, то в экспериментальных исследованиях создание нагретой области квазибесконечной длины сопряжено с техническими трудностями.

Было проведено исследование, которое показало, что достаточно точно моделировать квази-бесконечную нагретую область можно при помощи введения в основной поток воздуха тонкой струи газа меньшей плотности [7]. В проведенных экспериментах в качестве такого газа использовался гелий.

В данной работе представлены результаты экспериментального исследования влияния плотностной неоднородности набегающего сверхзвукового потока на температуру и тепловой поток на пластине.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ И ТЕПЛОВОГО ПОТОКА НА ПЛАСТИНЕ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

### Экспериментальная установка

Экспериментальные исследования проводились на установке, которая описана в работе [6]. Схема установки представлена на Рис. 1. Для решения поставленной задачи между форкамерой аэродинамической трубы 1 и соплом 2 было установлена дополнительная секция 3, внутри которой на двух трубках 5 и 6 была закреплена небольшая форкамера 4. Трубка 6 была соединена с вакуумметром 7 для контроля давления газа в форкамере 4. Трубка 5 была соединена с краном 8, через который можно было подавать как воздух, так и гелий из баллона 10 через редуктор 9. Форкамера 4 имела два съемных наконечника, к каждому из которых была припаяна трубка с внутренним и внешним диаметрами 2 и 3 мм соответственно. Выходное сечение трубки выводилось на срез рабочего сопла аэродинамической трубы. Один из наконечников имел на конце трубки коническое расширение для формирования сверхзвукового истечения и использовался для экспериментов с воздухом, второй - без расширения и использовался для подачи гелия.

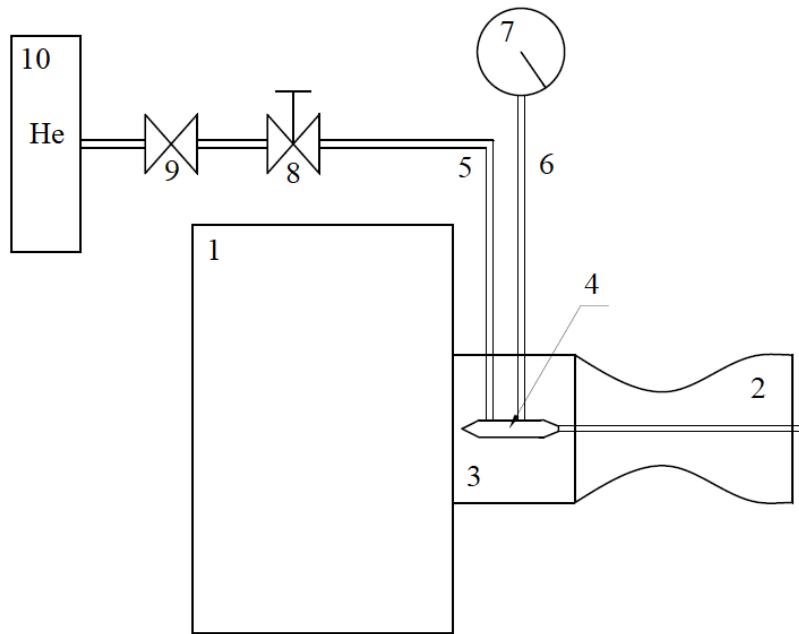


Рис. 1. Схема установки.

Для создания рабочего потока использовалось профилированное сопло с числом Маха 2.1. В экспериментах давление в рабочем потоке контролировалось с помощью вакуумметра и составляло около 40 Торр. Температура торможения в рабочем потоке 290К.



Рис. 2. Экспериментальная установка.

### Диагностическое оборудование

Исследование поведения головной ударной волны при взаимодействии плотностной неоднородности с моделью проводилось с использованием метода Шлирена. Изображения потока были записаны цифровой видеокамерой PCO Dicam Pro с разрешением 1024x1024 пикселей. Система синхронизации и управления была построена на универсальной плате сбора данных NI USB 6343.

Градиентный датчик теплового потока (ГДТП), который использовался в экспериментах, был изготовлен в Санкт-Петербургском политехническом университете им. Петра Великого из монокристаллического висмута. Работа датчика основана на поперечном эффекте Зеебека. Размеры 2,4x2,4 мм, толщина 0.5 мм.

Для измерения температуры поверхности модели использовалась хромель-копелевая термопара.

В качестве модели использовалась пластина, изготовленная из ABS-пластика на 3D принтере Picaso в ресурсном центре прикладной аэродинамики СПбГУ. Модель устанавливалась на цилиндрическую державку под углом 15 градусов к оси потока. На внешней поверхности модели помещался датчик теплового потока. Также модель имела дополнительное отверстие, в которое была установлена термопара.

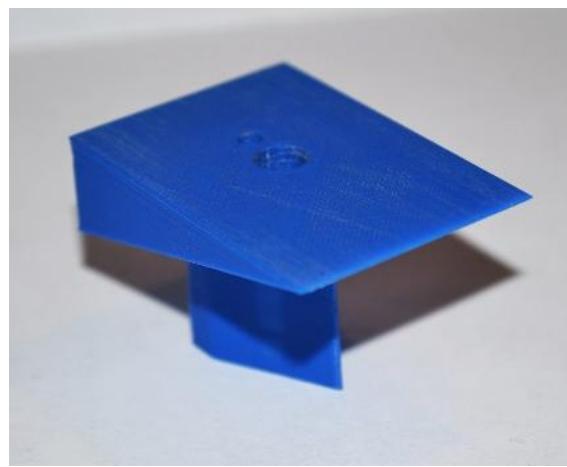


Рис. 3. Экспериментальная модель.

### Подготовка к эксперименту

Для проведения экспериментов необходимо было создать рабочий сверхзвуковой поток, на оси которого вводится тонкая струйка гелия. Чтобы моделировать тепловую неоднородность и не вызывать каких-либо дополнительных возмущений в набегающем

потоке, скорость истечения гелия на срезе трубочки должна была равняться скорости рабочего потока. Были рассчитаны геометрические и газодинамические параметры, необходимые для обеспечения требуемого режима истечения. Разработанная методика была опробована на подаче в рабочий поток тонкой струйки воздуха. С помощью оптических и пневрометрических средств был произведен контроль параметров рабочего потока. Эксперименты показали, что вдув воздуха в сверхзвуковой поток можно обеспечить, не возмущая его течения. Такие же действия были произведены с гелием. Таким образом, был создан сверхзвуковой поток, на оси которого расположена область газа с пониженной плотностью, двигающаяся с той же скоростью, что и рабочий поток.

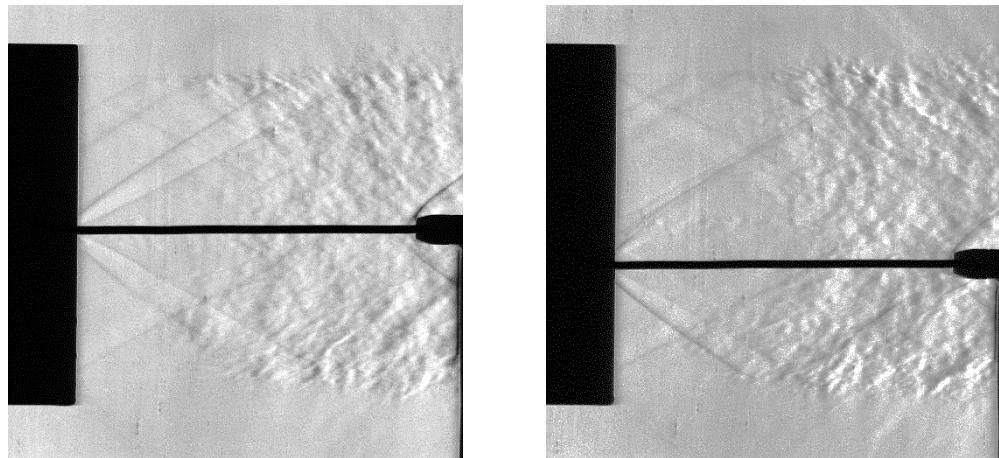


Рис. 4. Контроль параметров рабочего потока с введением струи воздуха.

### Результаты исследований

Была проведена серия экспериментов, в которых менялось положение пластины относительно струи гелия.

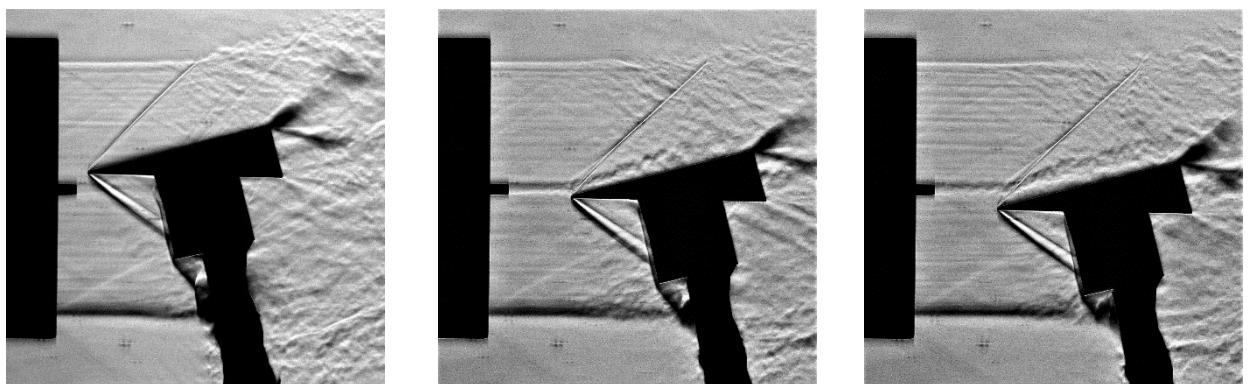


Рис. 5. Течение возле модели.

В первую очередь был проведен эксперимент, в котором модель была установлена выше трубы и гелий по трубке не подавался, рисунок 5а. Это было сделано для того, чтобы измерить тепловой поток и температуру при обтекании пластины чистым потоком воздуха. На рисунке 5б представлена картина обтекания пластины при подаче гелия на носик модели, а на рисунке 5в – выше носика модели. При этом были получены следующие зависимости:

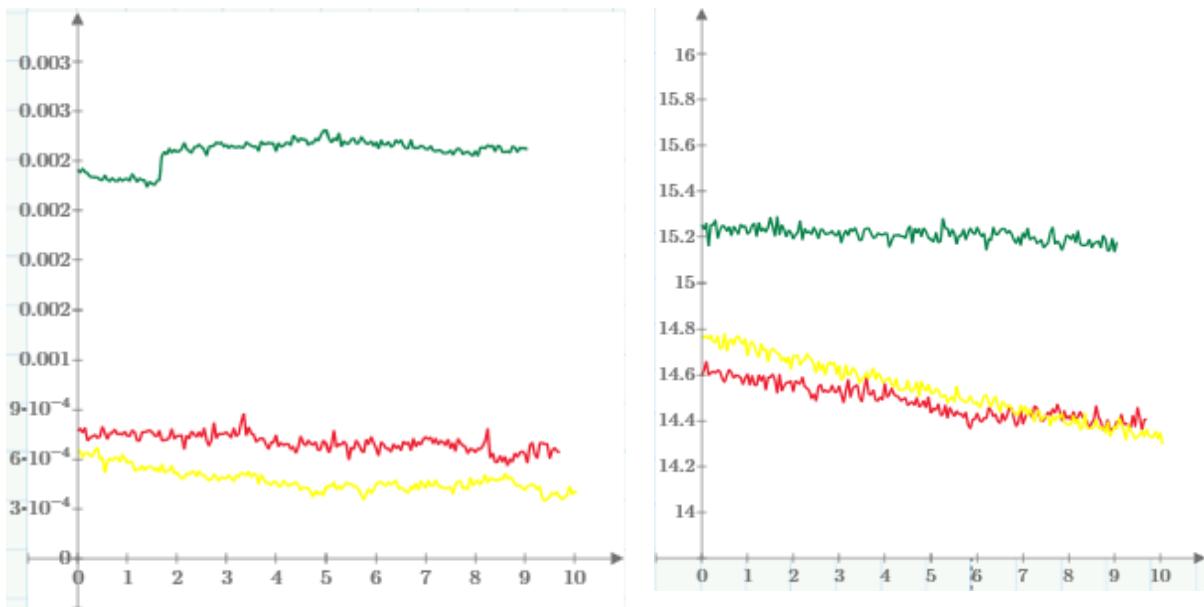


Рис. 6. Графики теплового потока и температуры.

На рисунке 6а представлен график зависимости теплового потока в вольтах от времени в секундах, а на рисунке 6б график зависимости температуры пластины в градусах Цельсия от времени в секундах. На обоих графиках зеленая линия соответствует обтеканию чистым потоком воздуха, красная – подачи воздуха на носик модели, а желтая – выше носика.

### Заключение

Экспериментально показано, что введение тонкой струи газа меньшей плотности в основной поток приводит к существенной перестройке течения возле модели и существенному уменьшению теплового потока. Также видно, что большей эффект достигается при подаче гелия выше носика модели. (нужно еще написать про температуру, но как объяснить ее уменьшение? Нужно как-то объяснить скачек в зеленом тепловом потоке.)

## Л и т е р а т у р а

1. Artem'ev V.I., Bergel'son V.I., Nemchinov I.V., Orlova T.I., Rybakov V.A., Smirnov V.A., Hazins V.M., Changing the regime of supersonic streamlining obstacle via arising the thin channel of low density, Fluid Dyn. (ISSN0015-4628)5 (1989) 146–151 (in Russian).
2. Bletzinger P., Ganguly B.N., D. Van Wie, Garscadden A. Plasmas in high speed aerodynamics. // J. Phys. D: Appl. Phys. 38 (2005) R33-R57.
3. Doyle D. Knight Survey of Aerodynamic Drag Reduction at High Speed by Energy Deposition // Journal of Propulsion and Power, November, Vol. 24, No. 6 : pp. 1153-1167.
4. Azarova O.A. Generation of Richtmyer–Meshkov and secondary instabilities during the interaction of an energy release with a cylinder shock layer // Aerospace Science and Technology 42 (2015) 376–383.
5. Kolesnichenko Yu., V. Brovkin V., Azarova O., Grudnitsky V., Lashkov V., Mashek I. Microwave Energy Release Regimes for Drag Reduction in Supersonic Flows // AIAA 2002-0353. 40<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting&Exhibit, 14-17-January 2002. Reno, NV.
6. Lashkov V.A., Mashek I.Ch., Anisimov Yu.I., Ivanov V.I., Kolesnichenko Yu.F., Ryvkin M.I., Gorynya A.A. Gas dynamic effect of microwave discharge on supersonic cone-shaped bodies // AIAA-2004-0671. 42<sup>nd</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 5-8 January, 2004.
7. Nikiforov G. V., Lashkov V. A., Mashek I. Ch., Khoronzhuk R. S. Influence of free stream inhomogeneity on aerodynamic characteristics of a blunt cylinder in a supersonic flow // AIP Conference Proceedings 1959, 050023 (2018); doi: 10.1063/1.5034651