

ВЛИЯНИЕ ТАНГЕНЦИАЛЬНОГО ВДУВА НА ТЕПЛОПЕРЕДАЧУ К КОНУСУ В ПЕРЕХОДНОЙ ОБЛАСТИ ЧИСЕЛ РЕЙНОЛЬДСА

И. Ю. ВАСИЛЬЕВ, М. Д. ПЕТРОВ

(Москва)

Распространенным способом массообменной тепловой защиты является газовая завеса, создаваемая подводом охлаждающего газа через отдельную щель или их систему вдоль поверхности. При этом применение газовой завесы для целей тепловой защиты может сочетаться с ее использованием для управления газодинамическими процессами. Одной из возможных схем является вдув газа через щель тангенциально к охлаждаемой поверхности так, что направления движения вдуваемой струи и основного потока совпадают.

В настоящее время известно много работ, в которых изучалась эффективность охлаждения при вдуве различных газов (воздуха, гелия, водорода и т. д.) в до- и сверхзвуковых потоках по этой схеме [1]. Однако по данным разных авторов имеются значительные расхождения в оценке величины эффективности, связанные с различными значениями чисел M потока и параметра δ/S , где δ — толщина пограничного слоя, S — ширина щели. Обычно значения δ/S не превышают 5–10, при увеличении величины δ/S до 90 было обнаружено существенное увеличение начальной длины зоны охлаждения [2]. Предполагается, что причина этого явления заключена в резком снижении скорости перемешивания вдуваемой струи и основного потока при больших скоростях.

Другой малоизученной задачей является влияние вдуваемой струи на характер течения в пограничном слое. Известно, что тангенциальный вдув гелия в турбулентный пограничный слой увеличивает его устойчивость за счет сообщения дополнительного импульса и затягивает отрыв [3, 4]. Имеются данные о снижении устойчивости ламинарного пограничного слоя при вдуве и ускорении перехода [5–7].

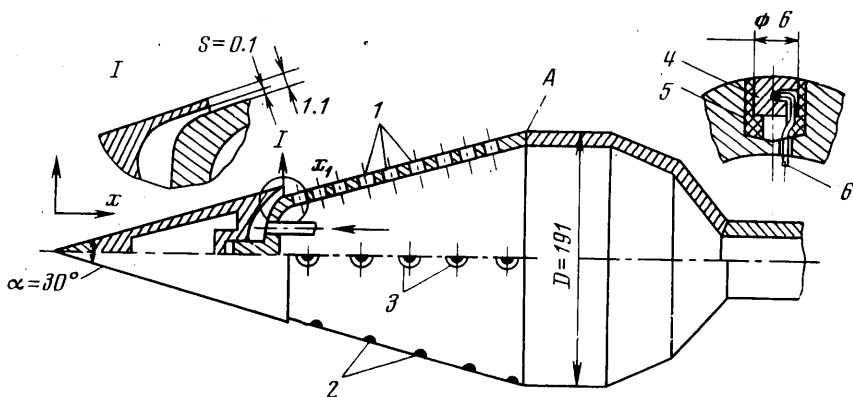
Цель представляемой работы — изучение теплопередачи к поверхности конуса, обтекаемого гиперзвуковым потоком, при тангенциальном вдуве гелия и азота с относительно небольшой шириной щели в области чисел Re , близких к критическим.

1. Эксперименты проводились на аэродинамической установке с камерой сгорания, в которой сжигался керосин в воздухе с коэффициентом избытка, равным 2. Давление в камере $p^* = 45\text{--}50$ атм. Температура торможения потока на выходе $T^* = 1500\text{--}1700^\circ\text{K}$, диаметр выходного сечения сопла 0,4 м, число M на срезе 6,45. Запуск установки проводился автоматически от программного устройства.

Весь запуск продолжался 60 сек, при этом величина p^* устанавливалась постоянной на 27 сек от начала запуска, а вдув газа осуществлялся в течение 12 сек, начиная с 30 сек. Модель в рабочей части установки могла быть размещена только неподвижно, поэтому ее нагрев определялся всеми особенностями программы запуска.

На фиг. 1 приведен эскиз модели, представляющий собой конус с углом $\alpha = 30^\circ$, собранный из двух частей таким образом, что между ними в состыкованном положении имелась щель — кольцевое сопло 1 с шириной $S = 0,1 \pm 0,01$ мм, через которое осуществлялся вдув гелия и азота со звуковой скоростью. Материал модели — нержавеющая сталь, толщина стенки 8 мм.

За щелью вниз по потоку в стенке были просверлены дренажные отверстия 1 (20 штук) для измерения статического давления P и установлены хромель-алюмелевые термопары 2 (5 штук) для измерения температуры поверхности T_w . Тепловые потоки в стенку модели определялись с помощью калориметрических датчиков 3 (5 штук) по кривой разогрева [8]. Приемный элемент 4 этих датчиков был выполнен в виде втулки из нержавеющей стали диаметром 6 мм и высотой 4 мм, устанавливаемой заподлицо с поверхностью. Доньшко и боковая поверхность втулки теплоизолировались слоем термочемента 5. Температура приемного элемента измерялась хромель-алюмелевой термопарой 6. Погрешность определения величины теплового потока q составляла 15–30% в зависимости от уровня разности температур ΔT .



Фиг. 1

Наибольшую погрешность имели данные, полученные от датчика вблизи щели вдува. Величина интервала времени Δt при определении величины q была равна 4 сек. Показания термопар и датчиков давления записывались на осциллографах. Картина течения, полученная на теновом приборе ИАБ-451, фотографировалась.

Величины чисел $Re_{\text{кз}}$, определенные по параметрам на границе пограничного слоя на конусе, находились в диапазоне 1.1–13.0·10⁶. Как показано в работах [9, 10] с использованием данных по теплопередаче, на конусе примерно в тех же условиях происходит переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный при числах Re , заключенных в этом диапазоне.

2. Исследовались два случая обтекания модели. В первом случае вершина конуса находилась внутри сопла и конус обтекался без градиента давления. Во втором случае конус был выдвинут из сопла и на поверхности конуса имелась область с градиентом давления, возникшая из-за попадания в эту область скачка уплотнения от среза сопла установки.

В первом случае величина давления на поверхности конуса приблизительно была равна расчетному значению за скачком уплотнения, идущим от вершины конуса при $k=1.35$, как при вдуве газов, так и без вдува. За точкой излома конуса A происходило некоторое уменьшение давления.

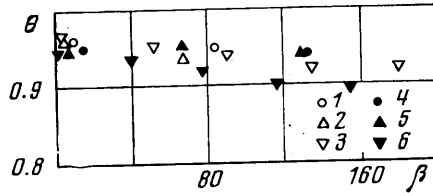
Во втором случае давление в окрестности точки A резко повышалось до $p/p^* = 7.5 \cdot 10^{-3}$. При этом на конической поверхности начиная с расстояний $x_1/S = 1300$ давление увеличивалось, что, возможно, свидетельствовало об отрыве пограничного слоя вблизи точки A . В процессе запуска величина давления у точки A значительно менялась, что было связано с некоторым изменением положения скачка уплотнения от сопла. Это не позволило определить влияние вдува на распределение статического давления. Оказалось, что в пределах погрешности измерений и в этом случае распределения статического давления со вдувом и без вдува были идентичны.

Величина параметра вдува λ , определенная как отношение массовых расходов через щель и в основном потоке на единицу площади $\rho_w u_w / \rho_\infty u_\infty$, изменялась от 4.5 до 19.0. Струя вдуваемого газа резко расширялась, и ее ширина, определенная по фотографиям с прибора ИАБ-451, была равна 20–30 S , т. е. истечение струи происходило с недорасширением.

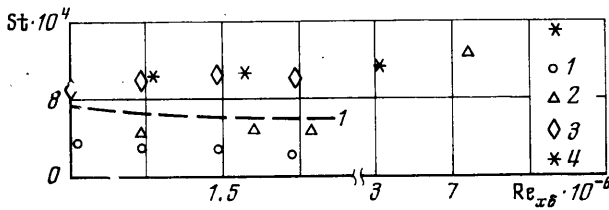
3. При отсутствии вдува температура T_w устанавливалась постоянной к концу запуска только в области, расположенной непосредственно за щелью, т. е. вблизи сечения $x_1/S = 50$. Вдув гелия с $\lambda = 4.5$ –8.5 приводил к охлаждению поверхности конуса до сечения $x_1/S = 450$. С увеличением расхода струя гелия оказывала защитное действие все дальше вниз по потоку и при $\lambda = 19.0$ ее защитное действие распространялось практически на

всю модель (до $x_1/S=1650$). Вдув азота приводил к охлаждению поверхности только в сечении $x_1/S=50$, а ниже по потоку величина T_w после подачи азота возрастала быстрее, чем в случае отсутствия вдува. В самом удаленном сечении $x_1/S=1650$ вблизи точки А при наличии в этой области градиента давления вдув азота не влиял на вид осциллограммы нагрева поверхности.

Эффективность вдува газа для тепловой защиты поверхности определяется соотношением $\theta = (T_{\infty}^* - T_{wt}) / (T_{\infty}^* - T_0)$, где T_{∞}^* — температура торможения набегающего потока, T_{wt} — температура теплоизолированной стенки, T_0 — температура стенки в начальном сечении. В настоящих экспериментах тепло отводилось вдоль стенки путем теплопроводности, что приводило к небольшому завышению экспериментальных значений θ .



Фиг. 2



Фиг. 3

Величина θ определялась по значениям T_w только в тех сечениях, где величина T_w к концу подачи гелия или азота устанавливалась постоянной. На фиг. 2 приведена зависимость θ от параметра $\beta = x_1/S\lambda^{0.8}$ для обоих случаев обтекания конуса при вдуве гелия. Точки 1–3 соответствуют течению без градиента давления с величиной $\lambda=8.0, 10.5$ и 18.5 соответственно, а точки 4–6 — течению с градиентом давления и $\lambda=4.5, 10.5$ и 19.0 . Эффективность вдува этого газа оказалась высокой на значительных расстояниях от щели. Однако, если исходить из данных работы [2], где $\delta/S=90$, при указанных значениях параметра λ величина θ должна была быть близкой к 1.0. Отсюда можно заключить, что определяющим фактором для увеличения длины зоны охлаждения действительно является отношение δ/S . В наших экспериментах $10 < \delta/S < 20$.

4. Зависимость коэффициента теплопередачи St от числа Re_{x0} без вдува и со вдувом азота приведена на фиг. 3. Величина St , так же как и величина Re_{x0} , была рассчитана с использованием экспериментальных данных по параметрам на границе пограничного слоя. На фиг. 3 нанесена расчетная зависимость $1 : St = 0.332 Pr^{-2/3} Re^{-1/2} \sqrt{3}$, характеризующая теплообмен в ламинарном пограничном слое на поверхности конуса [9, 11]. Точки 1 и 2 соответствуют течению при отсутствии вдува без градиента давления и с градиентом давления соответственно, а точки 3 и 4 — течению со вдувом азота также без градиента давления ($\lambda=7.5$) и с градиентом давления ($\lambda=8.0$). Экспериментальные значения St без вдува в зонах безградиентного течения оказались меньше расчетных для конуса. В то

же время уровень тепловых потоков в зонах безградиентного течения без вдува указывает на то, что в этих зонах пограничный слой ламинарный. В области падения скачка уплотнения от сопла величина St увеличивается в 3–5 раз и соответствует значениям в турбулентном пограничном слое [9].

При вдуве азота уменьшение теплового потока было отмечено только на первом датчике ($x_1/S=50$). Вблизи точки излома величина q при обтекании с градиентом давления оставалась неизменной, а при обтекании без градиента давления увеличивалась. На всех остальных датчиках тепловые потоки после вдува азота в обоих случаях обтекания увеличились. Характер зависимости $St=f(Re)$ при этом, а именно увеличение величины St вдоль конуса, говорит о переходе ламинарного режима течения в пограничном слое в турбулентный.

5. Ранее было обнаружено [5, 6], что вдув азота через пористый участок, расположенный у вершины затупленного конуса, также приводит к увеличению тепловых потоков ниже по течению, в то время как гелий является хорошим охладителем. Без подачи азота экспериментальные данные по теплопередаче совпадали с расчетными для ламинарного режима [5]. В случае если без вдува в некотором сечении ниже по потоку наблюдался переход, то при вдуве азота зона перехода смещалась вверх по течению [6]. Отмечается, что на распределение давления переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный оказывает слабое влияние. Для объяснения этих явлений выдвигается предположение о вихревом характере взаимодействия вдуваемого потока с пограничным слоем за ударной волной. Действительно, образование вихря, например, при тангенциальном вдуве воздуха в цилиндрическом канале в поперечном направлении, приводит к интенсификации переноса тепла через охлаждаемую стенку и возрастанию ее температуры [12].

Попытка выяснить возможность перехода ламинарного режима в турбулентный при вдуве воздуха через щель в направлении потока была сделана в работе [7]. Однако, поскольку при этом переход наблюдался и при отсутствии вдува, а границы начала и конца перехода со вдувом и без вдува приблизительно совпадали, сделан вывод только о тенденции к дестабилизации течения с увеличением интенсивности вдува. Таким образом, эксперименты, свидетельствующие о переходе ламинарного пограничного слоя в турбулентный при тангенциальном вдуве газа через щель в направлении потока, проведены в настоящей работе впервые.

Отметим, что увеличение тепловых потоков было обнаружено и при вдуве гелия с $\lambda=4.5$ и 8.0, но в значительно более удаленных от точки вдува сечениях (при $\lambda=4.5$ в сечениях $x_1/S \geq 800$, а при $\lambda=8.0$ в сечениях $x_1/S \geq 1200$). При этом увеличение тепловых потоков при вдуве азота и гелия в тех сечениях, где оно происходило, было примерно одинаковым. Следовательно, это изменение характера теплопередачи связано непосредственно не с молекулярными свойствами вдуваемого газа, а с теми особенностями течения, которые определили переход. По-видимому, решающий фактор в данных условиях — интенсификация смещения горячего потока и вдуваемого холодного газа при больших числах Re , а также уменьшение толщины пограничного слоя перед щелью, приводящее к увеличению импульса горячего потока вблизи стенки. Действительно, точка перехода в случае вдува азота расположена выше по течению, чем в случае вдува гелия, вследствие того что из-за большой разницы скоростей зона смещения азотной струи существенно короче.

В качестве возмущений, способствующих переходу ламинарного режима течения в турбулентный при вдуве в данных условиях, следует назвать пространственные неоднородности в расходе газа в начальном сечении

вследствие значительного разброса размеров щели по периметру, которые могут приводить к образованию вихрей при расширении газа вдоль конуса, и температурные неоднородности, вызванные различным нагревом носовой части конуса и участка за щелью. Необходимо также отметить, что при интенсивном вдуве скачок уплотнения, идущий от кромки щели, может стать достаточно сильным, чтобы вызвать отрыв пограничного слоя на разделительной пластине.

Поступила 14 II 1977

ЛИТЕРАТУРА

1. Степанов Э. А., Харченко В. Н., Огородникова З. С. Течения газа с массообменом на поверхности. ЦАГИ, Обзор, 1973, № 436.
2. Паргасарати, Заккей. Экспериментальное исследование вдува через щель в турбулентный пограничный слой при числе Маха 6. Ракетная техника и космонавтика, 1970, т. 8, № 7.
3. Харченко В. Н. Влияние вдува газа на отрыв пограничного слоя и теплообмен в зоне отрыва перед щитком на конусе. Тр. ЦАГИ, 1970, № 1175.
4. Гринь В. Т., Захаров Н. Н. Экспериментальное исследование влияния тангенциального вдува и охлаждения стенки на течение с отрывом потока. Изв. АН СССР, МЖГ, 1971, № 6.
5. Cresci R. J., Libby P. A. The downstream influence of mass transfer at the nose of a slender cone. J. Aerospace Sci., 1962, vol. 29, No. 7.
6. Saganelli A. L., Martellucci A. Влияние вдува азота через пористую головную часть на распределение давления и теплопередачу в сечениях, распространенных вниз по потоку от места вдува. Астронавтика и ракетодинамика, Экспресс-информация ВИНТИ, 1972, № 21.
7. Гилрет, Скегг. Переход к турбулентному режиму течения и смешение в свободном вязком слое при тангенциальном вдуве в сверхзвуковой поток. Теорет. основы инж. расчетов, 1971, т. 93, № 4.
8. Кирхгоф. Калориметрический зонд для измерения теплового потока, имеющий максимальный интервал линейной зависимости время — температура. Ракетная техника и космонавтика, 1964, т. 2, № 5.
9. Чжен. Измерения турбулентного трения и теплового потока на поверхности конуса в гиперзвуковом потоке. Ракетная техника и космонавтика, 1974, т. 12, № 11.
10. Кротманн Р. Экспериментальное исследование теплопередачи на тонком заостренном конусе при числе Маха $m=5$. Астронавтика и ракетодинамика, Экспресс-информация ВИНТИ, 1975, № 3.
11. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М., «Наука», 1974.
12. Сахиев А. С., Тамбиева Т. Ю., Бассель А. Б. Интенсификация теплообмена от нагретого газа к стенке при вдувании холодного газа в пограничный слой. В сб. «Тепло- и массоперенос», т. 1. М., «Энергия», 1968.