

Научная статья
УДК 519.6:533.6.011
DOI: [10.34759/trd-2023-131-12](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-12)

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИИ УСТАНОВЛЕННОГО НА ПЛАСТИНЕ ЗАТУПЛЕННОГО РЕБРА НА ЕГО ОБТЕКАНИЕ ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ ПОТОКОМ

Елена Викторовна Бабич^{1✉}, Елизавета Владимировна Колесник²

^{1,2}Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,
Санкт-Петербург, Россия

¹lll.helen.lll@mail.ru ✉

Аннотация: Представлены результаты численного решения задачи сверхзвукового обтекания симметричного затупленного ребра, установленного на пластине, вдоль которой развивается пограничный слой. Проанализированы газодинамическая и вихревая структуры потока, определяемые вязко-невязким взаимодействием. Приведены данные, показывающие качественное и количественное влияние геометрической формы препятствия на структуру потока и теплообмен. Исследована зависимость картины обтекания от угла атаки набегающего потока.

Ключевые слова: высокоскоростные течения, вязко-невязкое взаимодействие, подковообразные вихри, численное моделирование

Финансирование: работа выполнена при поддержке гранта РФФ № 23-29-00286

Для цитирования: Бабич Е.В., Колесник Е.В. Влияние геометрии установленного на пластине затупленного ребра на его обтекание высокоскоростным потоком // Труды МАИ. 2023. № 131. DOI: [10.34759/trd-2023-131-12](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-12)

Original article

THE INFLUENCE OF GEOMETRY ON A SUPERSONIC LAMINAR FLOW PAST A BLUNT-FIN BODY MOUNTED ON A PLATE

Elena V. Babich¹✉, Elizaveta V. Kolesnik²

^{1,2} Peter the Great St.Petersburg Polytechnic University,
Saint Petersburg, Russia

¹lll.helen.lll@mail.ru✉

Abstract. The study of the flow structure near an obstacle mounted on a streamlined surface and the correct prediction of heat transfer characteristics is important both for practical purposes, in particular, in the aerospace industry, and in fundamental and theoretical respects. Such flow results in a highly three-dimensional flow pattern, which includes an elongated flow separation region containing a set of horseshoe-shaped vortices and a complex shock-wave interaction. This paper presents the results of a numerical solution of the problem of supersonic flow past a blunt fin mounted on a plate with a developing boundary layer. In most works on this topic, the flow around bodies of simple geometry is studied, however, objects with a more complex configuration are of interest for practical purposes. This work, which is a continuation of research [12], is devoted to studying the

influence of the geometric shape of the obstacle (slope angle, shape of the leading edge) on the flow structure and local heat transfer characteristics; herewith cases of flow leakage at different angles of attack are considered. In our calculations, we used the SINF/Flag-S finite-volume unstructured code developed at Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University. We solved the complete 3D Navier–Stokes equations for a thermally and calorically perfect gas.

According to the research, in supersonic flow around a body mounted on a plate, such changes in the geometric configuration as narrowing of the leading edge, a decrease in the slope angle, and asymmetric flow lead to a reduction in thermal loads caused by the effects of viscous-inviscid interaction.

Keywords: high-speed flows, viscous-inviscid interaction, horseshoe-shaped vortices, numerical simulation

Funding: this work was supported by the Russian Science Foundation grant no. 23-29-00286

For citation: Babich E.V., Kolesnik E.V. The influence of geometry on a supersonic laminar flow past blunt-fin body mounted on a plate. *Trudy MAI*, 2023, no. 131. DOI: [10.34759/trd-2023-131-12](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-12)

Введение

Активное развитие сверхзвуковых технологий предполагает решение проблемы эффективной тепловой защиты элементов высокоскоростных летательных аппаратов [1-3]. В частности, интенсивному аэродинамическому нагреву

подвергаются области крепления цилиндрических деталей к поверхности обтекаемого тела, что приводит к существенному росту температуры, изменению формы тела и характеристик материала, таких как прочность и упругость. В течениях такого рода возникают сложные явления вязко-невязкого взаимодействия, характеризующиеся наличием системы скачков уплотнения и отрывных областей. Формирующаяся перед препятствием система подковообразных вихрей приводит к высокой неоднородности локального теплообмена. Несмотря на более чем полувековую историю исследований, детальное изучение структуры течения при сверхзвуковом натекании потока на препятствия различной формы, а также правильное предсказание характеристик теплообмена в области крепления препятствия и обтекаемой поверхности является актуальной задачей и на сегодняшний день.

Первые исследования по данной тематике, проводимые в середине прошлого века, были в основном экспериментальными [4–7], благодаря им были получены основные характерные особенности течений данного класса, в частности, было показано что внутри отрывной области поток может достигать сверхзвуковых скоростей, а сложная картина взаимодействия скачков уплотнения приводит к наличию локальных пиков повышенного давления на поверхности обтекаемого тела [4, 5]. С развитием вычислительных технологий появились расчетные работы, однако несовершенство численных методов и недостаточно подробные расчетные сетки не давали возможности разрешить в деталях все особенности, свойственные вязко-невязкому взаимодействию. В настоящее время интерес к этой проблеме вновь возрос

с явно выраженным уклоном в сторону использования численных методов [8–17]. Далее кратко описаны наиболее интересные результаты, полученные исследователями по тематике данной работы. В статье [10] представлены результаты экспериментального и численного исследований обтекания затупленного ребра, установленного на расстоянии $15D$ (D — диаметр затупленной части) от начала пластины при числе Маха $M = 6.7$. Проведен анализ влияния диаметра D на теплообмен перед обтекаемым телом; показано, что отношение расстояния от передней кромки тела до точки отрыва пограничного слоя к диаметру остается постоянным. Авторами работы [11] проведено численное моделирование для тех же параметров, что и в [10], и показано, что возникающее течение является нестационарным: в потоке возникают квазипериодические колебания, соответственно распределение теплового потока на поверхности пластины также имеет квазипериодический характер. В работе [12] исследуется обтекание затупленного тела при числе Маха 14 и $Re_D = 8000$, проводится сравнение с экспериментальными данными. Дальнейшие работы тех же авторов [13,14] посвящены анализу влияния угла скоса (sweep angle) на структуру потока и теплообмен вблизи области сочленения тела и пластины. Показано, что при обтекании наклонного тела (угол скоса 22.5°) область отрыва сокращается примерно в 2 раза, и примерно в 3 раза уменьшается значение локального максимума давления на поверхности обтекаемого тела. Стоит отметить, что большинство существующих исследований по данной тематике фокусируются на высокоскоростных течениях, в то время как случай с умеренными числами Маха исследован недостаточно. Кроме

того, для задач простой геометрии накоплен большой объем данных, хотя на практике элементы сверхзвуковых аппаратов могут иметь более сложную конфигурацию, поэтому необходимы дополнительные исследования для глубокого понимания специфики данного класса течений.

Ранее авторы настоящей работы исследовали влияние параметров набегающего потока на структуру течения вблизи области сочленения сферически-затупленного удлиненного ребра и пластины [15]. Данная работа является продолжением многопараметрических исследований; ее целью является изучение влияния геометрической конфигурации ребра, установленного на пластине и обтекаемого сверхзвуковым потоком газа, на структуру течения, а также на динамические и тепловые нагрузки. В настоящей работе проведены исследования формы затупления препятствия, наклона обтекаемого тела (угол скоса), а также влияния угла атаки набегающего потока относительно срединной плоскости.

Постановка задачи

Постановка задачи основана на данных упомянутой выше работы [15], где изучалась структура ламинарного потока при сверхзвуковом обтекании установленного перпендикулярно к пластине сферически-затупленного ребра под нулевым углом атаки. Этот случай в дальнейшем будем называть базовым, расчетная область для него показана на рис 1а (для базового варианта $a = b$, $\alpha = 0$).

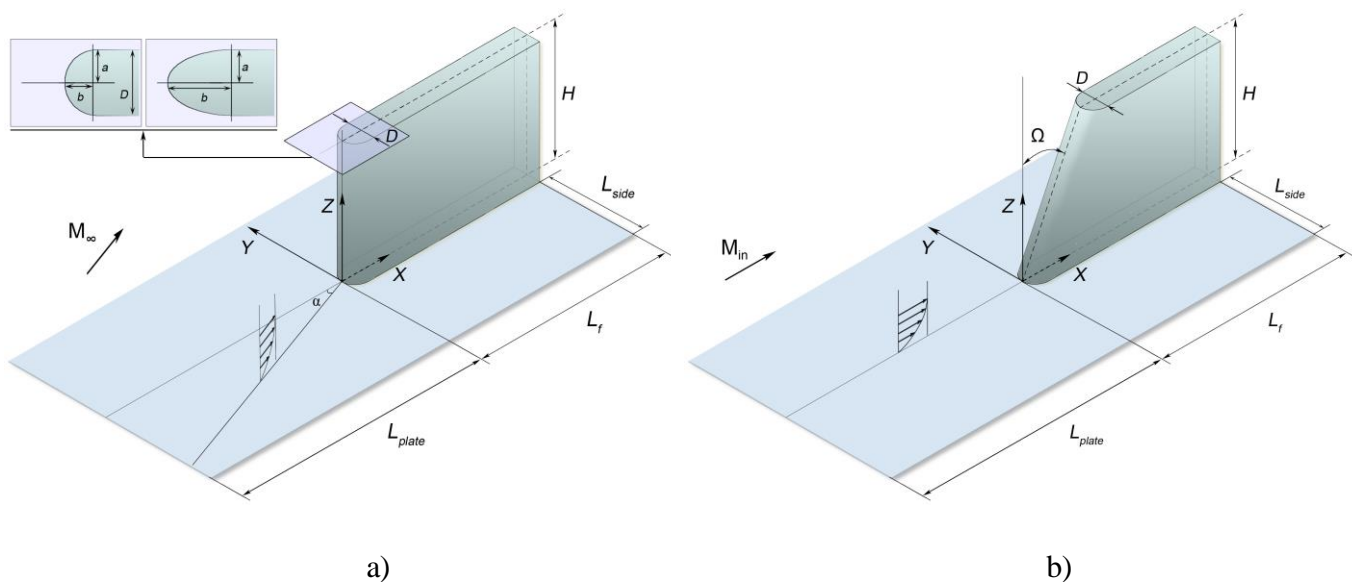


Рис. 1. Расчетная область для исследования влияния а) формы передней кромки и угла натекания потока; б) угла скоса

Течение в рассматриваемой конфигурации определяется следующим набором безразмерных параметров: числом Маха набегающего потока (M_∞), числом Рейнольдса, построенным по диаметру затупления, (Re_D), числом Прандтля (Pr), температурным фактором (T_w/T_∞), относительной длиной пластины (L_{plate}/D) и показателем адиабаты (γ). Все приведенные ниже результаты для различных вариантов с варьированием геометрии получены при следующих значениях определяющих параметров: $M_\infty = 5$, $Re_D = 4 \cdot 10^3$, $Pr = 0.71$, $T_w/T_\infty = 2.6$, $L_{plate}/D = 30$, $\gamma = 1.4$. Данные параметры соответствуют полностью ламинарному режиму течения, для всех вариантов были получены стационарные картины обтекания.

Входная граница расчетной области расположена на расстоянии $L_{plate} = 30D$ от тела, на ней задается однородный поток. На боковых границах, которые расположены на расстоянии $L_{side} = 10D$ от тела, а также на верхней границе ($H = 5D$) задаются неотражающие граничные условия. На поверхности тела ($L_f = 5.5D$) и пластины,

которые поддерживаются при постоянной температуре T_w , равной половине адиабатической температуры, задаются условия прилипания. На выходе ставится условие нулевого градиента.

При проведении параметрических исследований варьировались форма передней кромки затупления (рис. 1a) и угол скоса (наклона) тела (рис. 1b), также рассматривалось обтекание препятствия при различных углах натекания потока относительно срединной плоскости. Для задач симметричного обтекания (исследования формы передней кромки и угла скоса) расчетная область охватывала только половину исходной конфигурации. Для исследования течения в случае различных углов атаки относительно срединной плоскости расчеты проводились в полной постановке без наложения условия симметрии.

Вычислительные аспекты

Решались полные трехмерные уравнения Навье-Стокса для термически и калорически совершенного газа. Зависимость коэффициента вязкости от температуры определялась формулой Сазерленда. Для выполнения расчетов использовался конечно-объемный «неструктурированный» программный код SINF/Flag-S, разрабатываемый в Физико-механическом институте СПбПУ. Детально численный метод для решения рассматриваемой задачи описан в [18]. Для расчетов конвективных потоков на гранях контрольных объемов использовалась схема AUSM [20]. Второй порядок точности достигался за счет использования MUSCL-похода, с применением TVD [21] ограничителя van Albada [22] для монотонизации решения.

Для расчетов полной геометрической конфигурации использовалась квазиструктурированная сетка, содержащая ~20 млн ячеек.

Для проведения расчетов использовались вычислительные ресурсы суперкомпьютерного центра Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого (www.scc.spbstu.ru).

Характерная структура потока

Течение, полученное для базового варианта (обтекание под нулевым углом атаки ребра со сферически-затупленной передней кромкой, установленного перпендикулярно пластине), подробно описано в работе [15]. Далее приведено краткое описание основных особенностей, возникающих в данном течении. Общий вид численного решения, приведен на рис. 2а: показаны объемные линии тока и распределение числа Стэнтона на поверхности обтекаемого тела и пластины. Число Стэнтона характеризует интенсивность теплоотдачи и вычисляется по формуле:

$$St = \frac{q_w}{\rho V C_p (T_{aw} - T_w)}, T_{aw} = T_\infty \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right), \text{ где } r = \sqrt{Pr}.$$

Структура потока существенно трехмерна: перед телом формируется обширная отрывная область с системой подковообразных вихрей, огибающих тело. Более детальная картина течения в плоскости симметрии и линии тока на поверхности пластины показаны на рис. 3. По полю локального числа Маха видно, что в отрывной области возникают две зоны сверхзвуковых скоростей, одна из которых расположена вертикально вдоль обтекаемого тела и имеет протяженность около одного диаметра, вторая зона, вдвое меньшая по протяженности, расположена вдоль поверхности

пластины. Их образование связано с разворотом высокоскоростного потока газа в сторону пластины, часть которого закручивается в основной подковообразный вихрь. На рис.3b приведено поле модуля градиента плотности, которое иллюстрирует ударно-волновую структуру течения, в сочетании с картиной линий тока. Вне пограничного слоя формируется головной скачок уплотнения, который взаимодействует с косыми волнами уплотнения, индуцируемыми вихрями. Из-за этого взаимодействия фронт головного скачка изгибается в сторону обтекаемого тела и формируется струя газа, направленная к обтекаемому телу, что, как будет показано ниже, приводит к появлению зоны локального повышения давления и теплоотдачи на поверхности тела.

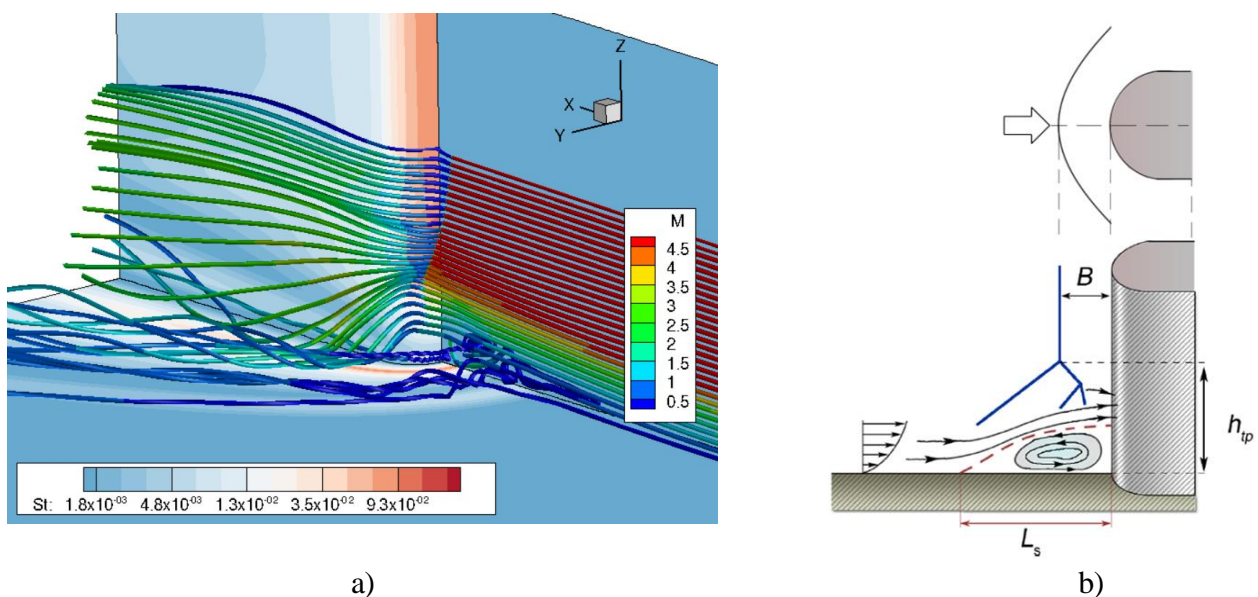


Рис. 2. Иллюстрация трехмерной структуры течения: линии тока, окрашенные по значениям локального числа Маха, и распределение числа Стэнтона на поверхности обтекаемого тела и пластины (a); обобщенная схема течения в области перед обтекаемым телом (b)

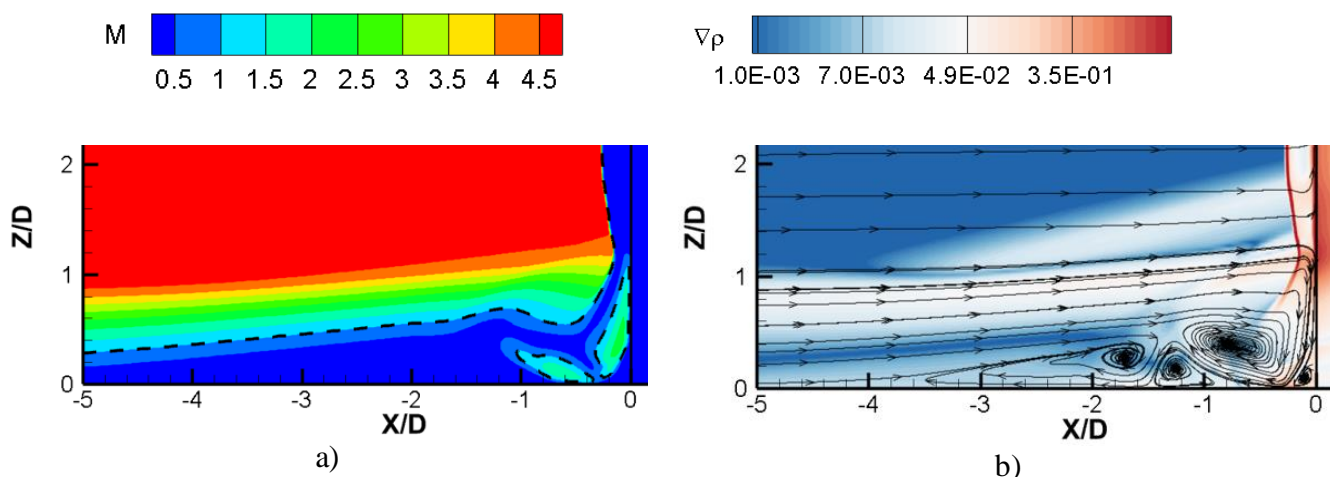


Рис. 3. Структура течения в плоскости симметрии: поле локального числа Маха в плоскости симметрии, где штриховой линией обозначена звуковая линия $M = 1$ (а), и поле градиента плотности с наложенными линиями тока (б)

Исследование влияния формы передней кромки

Одним из методов активной тепловой защиты является изменение формы обтекаемого тела. В данном исследовании форма передней кромки препятствия имеет вид эллипса с полуосями a и b (рис. 1а). Длина полуоси a фиксирована и равна $D/2$, а величина b варьировалась так, что параметр b/D менялся в диапазоне от 0.7 до 0.9. Проведенные расчеты для различных величин длины полуоси b показывают, что общая картина течения в области соединения тела и пластины получается схожей с описанной выше картиной для сферически-затупленной кромки. Полученная в расчетах структура течения в плоскости симметрии для вариантов $b/D = 0.5$ и $b/D = 0.9$ иллюстрируется на рис. 4 и 5, где приведены поля числа Маха и модуль градиента плотности с наложенными линиями тока. Описать поле течения можно с помощью характеристик, указанных на схеме рис. 1б: относительное расстояние головного скачка уплотнения до тела (B/D), высота расположения «тройной точки»

(h_{tr}/D), являющейся точкой пересечения головного скачка уплотнения и первого косоугольного скачка, длина отрывной области (L_s/D) и количество явно выраженных подковообразных вихрей (N_{vortex}). Данные характеристики, приведенные в таблице 1, позволяют сделать вывод, что чем более вытянут эллипс (чем больше b/D), тем меньшее возмущение в поток вносит обтекаемое тело: длина отрывной области уменьшается, вихри «прижимаются» к поверхности пластины, и в результате уменьшается высота расположения тройной точки. Во всех случаях в отрывной области перед обтекаемым телом отчетливо видно формирование четырех подковообразных вихрей (рис. 5): углового вихря, основного и вторичного, между которыми образуется еще один вихрь с противоположным направлением вращения.

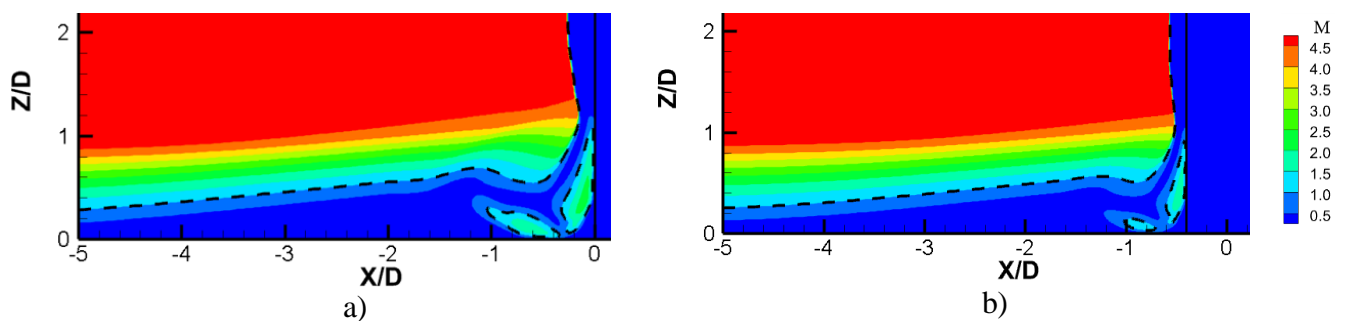


Рис. 4. Поле локального числа Маха в плоскости симметрии, где штриховой линией обозначена звуковая линия $M = 1$ для а) $b=0.5D$ и б) $b=0.9D$

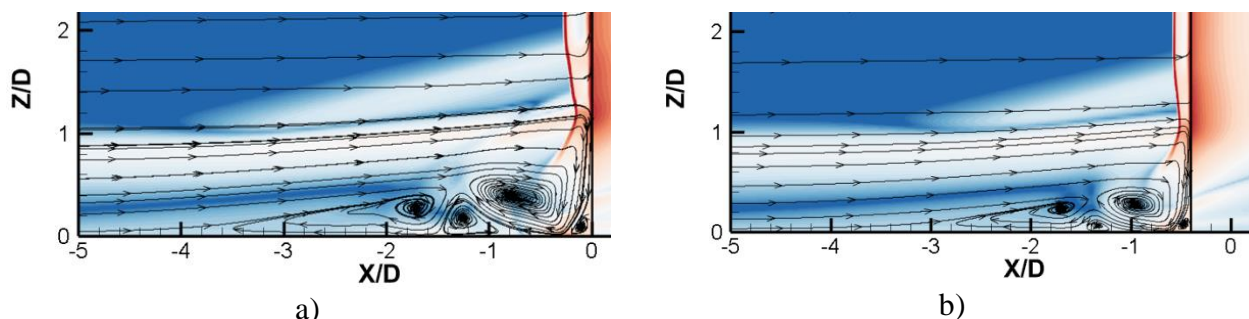


Рис. 5. Поле модуля градиента плотности и линии тока в плоскости симметрии для а) $b=0.5D$ и б) $b=0.9D$

Табл. 1. Характеристики течения, рассчитанные для разных значений b/D

b/D	N_{vortex}	$B/D \times 10$	h_{tp}/D	L_s/D	St_{plate}	St_{body}
0.5	4	2.55	1.82	4	0.115	0.294
0.7	4	2	1.67	3.38	0.073	0.21
0.8	4	1.94	1.57	3.2	0.058	0.18
0.9	4	1.65	1.5	3.1	0.048	0.086

Как уже отмечалось, формирование отрывной области с подковообразными вихрями приводит к немонотонному распределению теплового потока. По полю числа Стэнтона на поверхности пластины (рис.6) видны локальные максимумы теплоотдачи в области перед обтекаемым телом. Можно отметить, что в случае ребра с заостренной формой передней кромки (рис.6а) максимум теплового потока смещается в сторону от линии симметрии. Подробнее зависимость теплового потока вдоль линии симметрии и лобовой линии столкновения на теле приведена на рис. 7а и 7б. Можно отметить, что на поверхности обтекаемого тела тепловые потоки в несколько раз больше, чем на поверхности пластины. В целом, при сохранении схожести картин локального теплообмена, рассчитанных для разных форм передних кромок, можно отчетливо видеть, что с уменьшением параметра b/D , уменьшаются и локальные максимумы теплового потока. С увеличением длины полуоси b отрывная область, а с ней и локальные пики теплового потока, смещаются в сторону к обтекаемому телу. Как видно из таблицы 1, максимум числа Стэнтона на пластине и на теле для наиболее заостренной кромки меньше в 2.5 и 3.5 раза соответственно, чем те же характеристики, полученные для сферически-затупленной кромки. Суммируя все вышесказанное, можно сделать вывод, что сужение передней кромки уменьшает теплообмен в области перед обтекаемым телом.

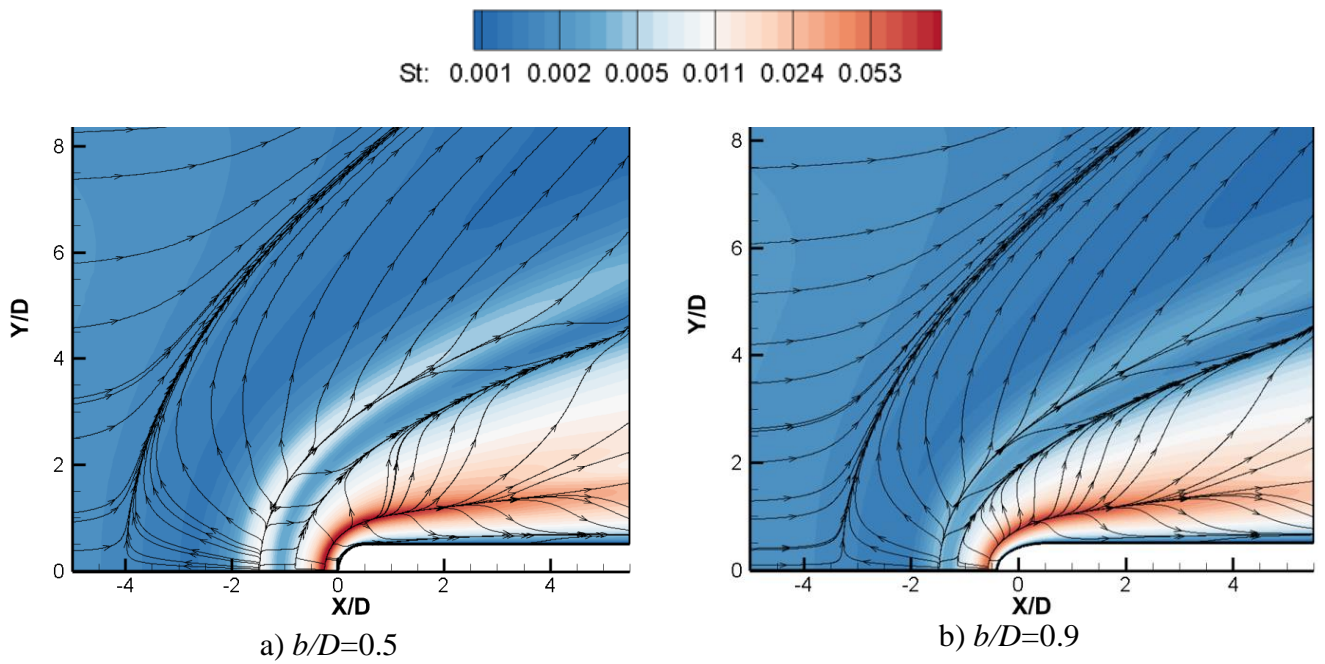


Рис. 6. Поле числа Стэнтона и поверхностные линии тока на пластине

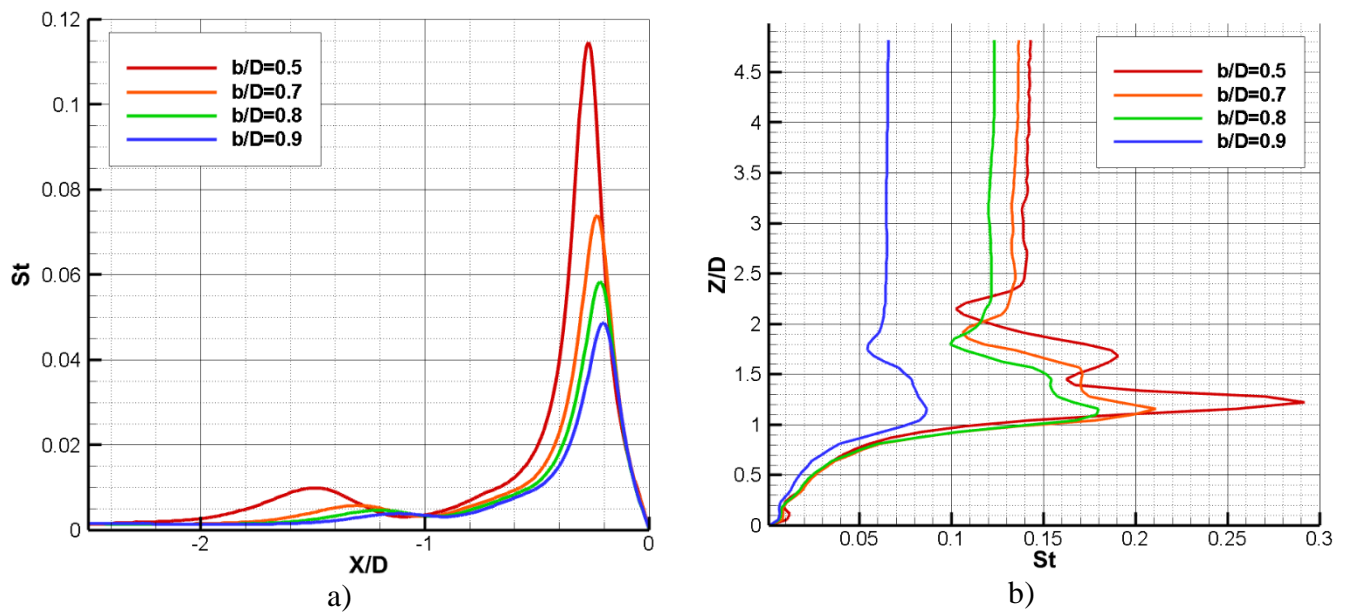


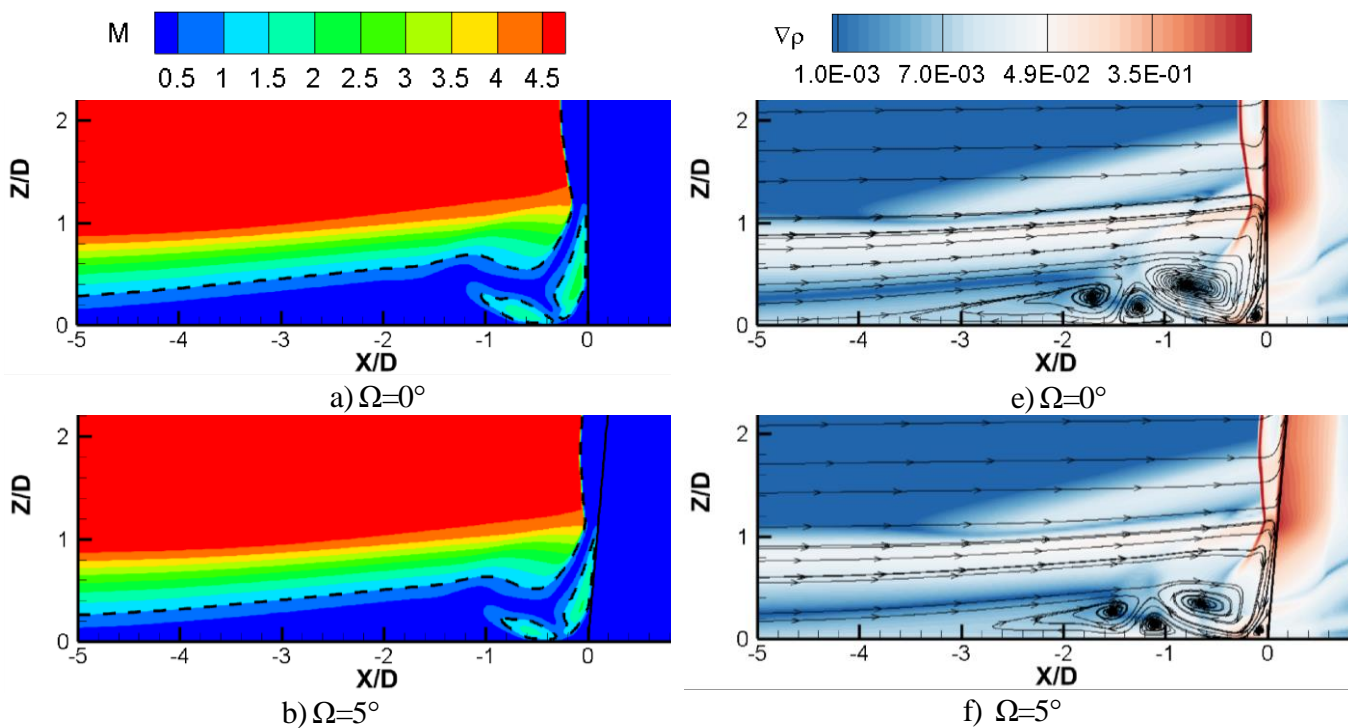
Рис. 7. Распределение числа Стэнтона вдоль линии симметрии (а) и вдоль лобовой линии (б)

Исследование влияния угла скоса передней кромки

Снижение тепловых и динамических нагрузок, возникающих из-за формирующейся вихревой структуры, может быть достигнуто, в частности, путем

наклона передней кромки препятствия (рис. 1b). В данной работе исследования проводились для следующего набора углов наклона Ω : 5° , 10° и 15° .

На рис. 8 можно проследить изменение полей числа Маха и модуля градиента плотности в плоскости симметрии при наклоне обтекаемого тела. В отличие от предыдущих расчетов, головной скачок уплотнения становится косым, а значит менее интенсивным. Из-за меньшего перепада давления на косом головном скачке пограничный слой отрывается позже; угол косого скачка уплотнения, индуцированного отрывом, не меняется, что в совокупности с более поздним отрывом приводит к смещению тройной точки ближе к пластине (таблица 2). В целом, наклонное тело вносит меньше возмущений в поток, как и тело с заостренной формой передней кромки.



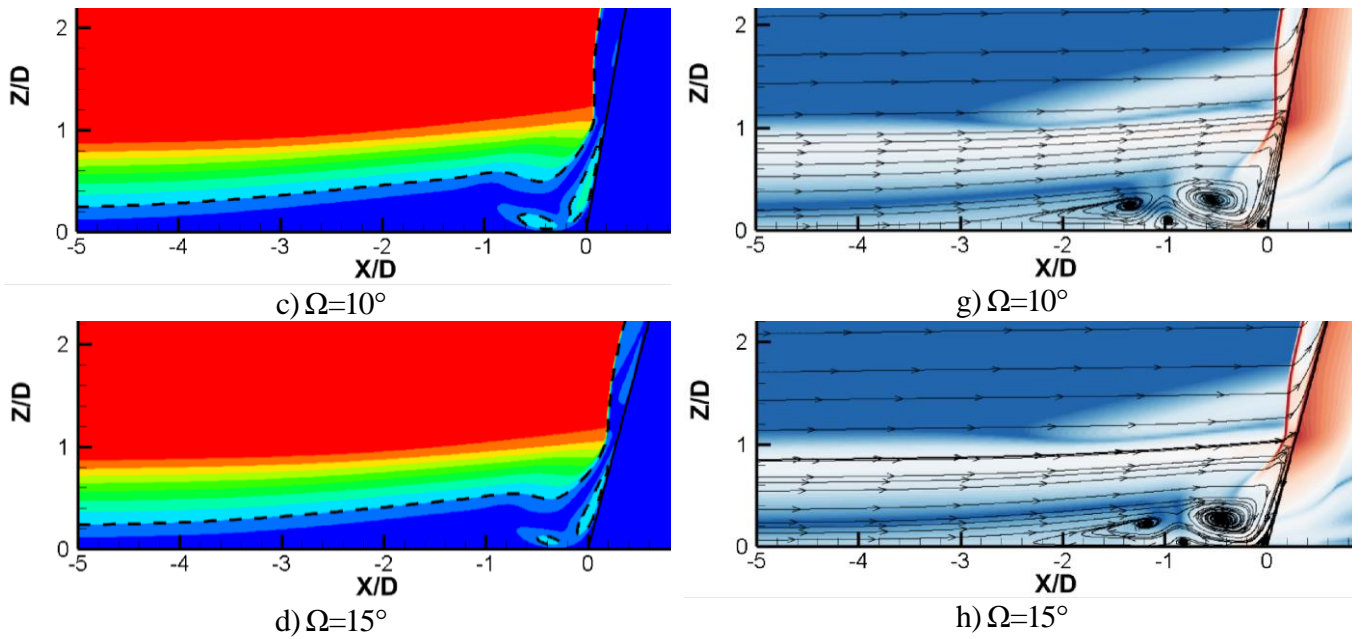


Рис. 8. Структура течения в плоскости симметрии: поле локального числа Маха в плоскости симметрии, где штриховой линией обозначена звуковая линия $M = 1$ (a-d) и поле градиента плотности с наложенными линиями тока (e-h).

Таблица 2. Характеристики течения, рассчитанные при различных углах скоса Ω

$\Omega, ^\circ$	N_{vortex}	$B/D \times 10$	h_{tp}/D	L_s/D	St_{plate}	St_{body}
0	4	2.46	1.82	3.95	0.115	0.294
5	4	2.46	1.79	3.49	0.063	0.297
10	4	2.46	1.72	3.01	0.036	0.267
15	4	2.46	1.61	2.48	0.021	0.265

С уменьшением отрывной области и снижением интенсивности вихрей уменьшается и теплоотдача (рис. 9). При сравнении полей числа Стэнтона на пластине для случая исходной геометрии и при угле скоса $\Omega = 15^\circ$ видно, что меньшие тепловые нагрузки на пластине, обеспечивает тело, установленное под наклоном. По донным линиям тока можно заметить, что форма отрывной области стала более вытянутой вдоль тела. Также необходимо отметить, что здесь наблюдается то же явление смещения максимума теплового потока в сторону от линии симметрии, как и при обтекании тел с заостренной формой передней кромки.

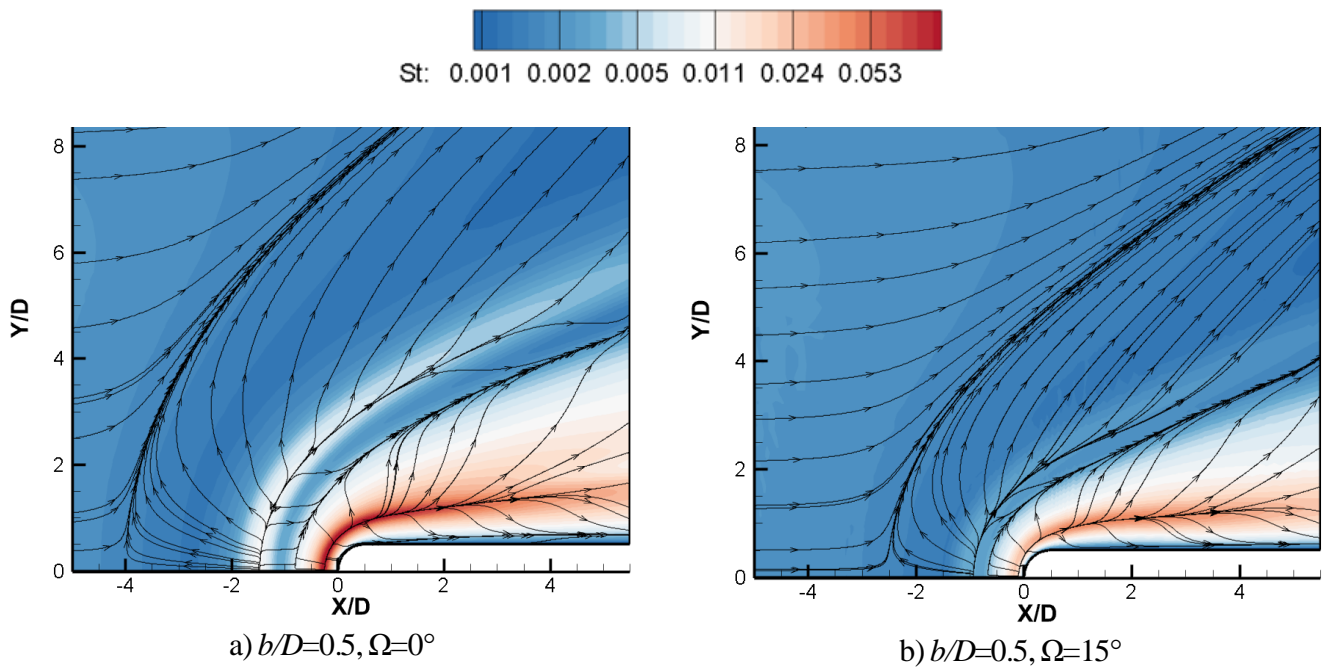


Рис. 9. Поле числа Стэнтона и поверхностные линии тока на пластине

Более подробно влияние угла скоса на распределение теплового потока на линии симметрии и лобовой линии столкновения показано на рис. 10. В отличие от заостренных передних кромок, угол скоса не оказывает большого влияния на значение глобального пика теплового потока на лобовой линии столкновения: при наклоне тела на угол больший чем 10° происходит резкое уменьшение числа Стэнтона на 10%. Остальные локальные максимумы уменьшаются быстрее, создавая более монотонное распределение. Изменение угла скоса более заметно сказывается на распределении теплового потока на пластине: в случае $\Omega = 15^\circ$ первый локальный максимум уменьшается более чем в 5 раз по сравнению с исходной конфигурацией (рис. 10а).

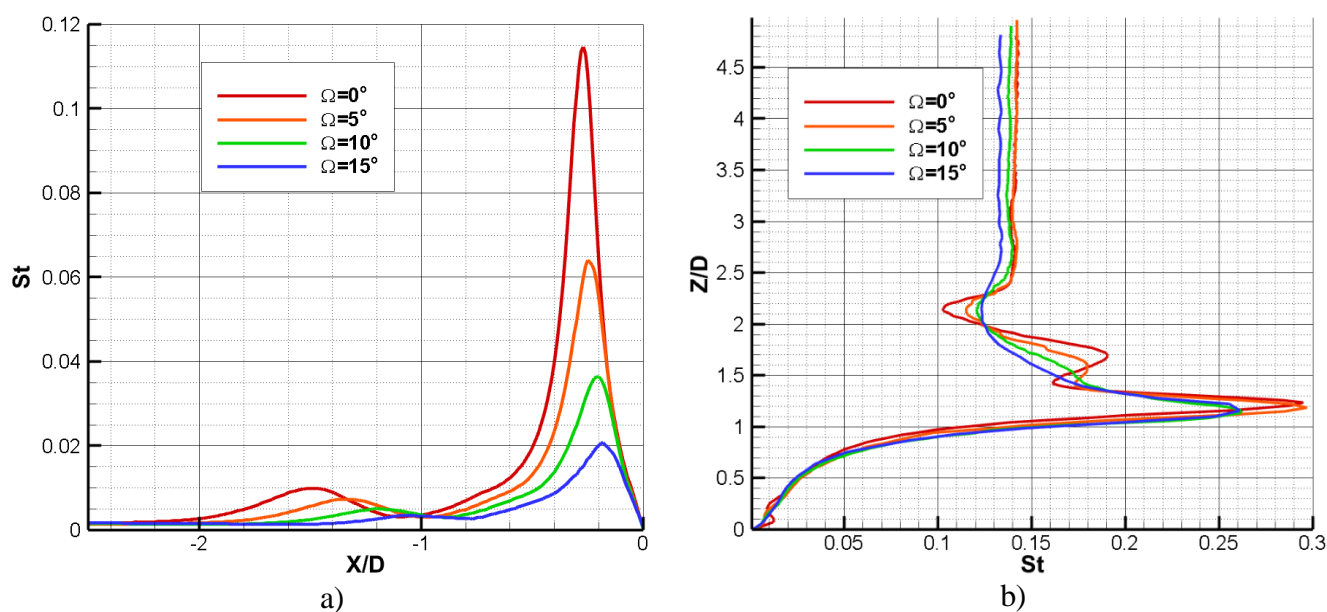


Рис. 10. Распределение числа Стэнтона вдоль линии симметрии (а) и вдоль лобовой линии (б)

Исследование влияния угла натекания потока

В условиях обтекания реальных конфигураций угол атаки связан с направлением движения объекта, что в свою очередь приводит к изменению картины течения. В данном исследовании сферически-затупленное ребро, установленное под прямым углом, обтекалось потоком, набегающим под следующими углами: 5° , 10° , 15° . По результатам исследований, можно выделить некоторые закономерности, которые проиллюстрированы качественно на рис. 11-13 и количественно в таблице 3. В первую очередь, зона отрыва в подветренной области становится больше (рис. 11); в ней подковообразные вихри разрушаются, что приводит к уменьшению теплоотдачи. Также заметно, что седловая точка отрыва (saddle point of separation – S) смещается в сторону от линии симметрии (рис. 12). Кроме того, интенсивность косых скачков уплотнения при увеличении угла натекания падает, что приводит к меньшему изгибу фронта головного скачка к поверхности тела, а, следовательно, и уменьшению максимума теплового потока на линии лобового столкновения (рис. 13).

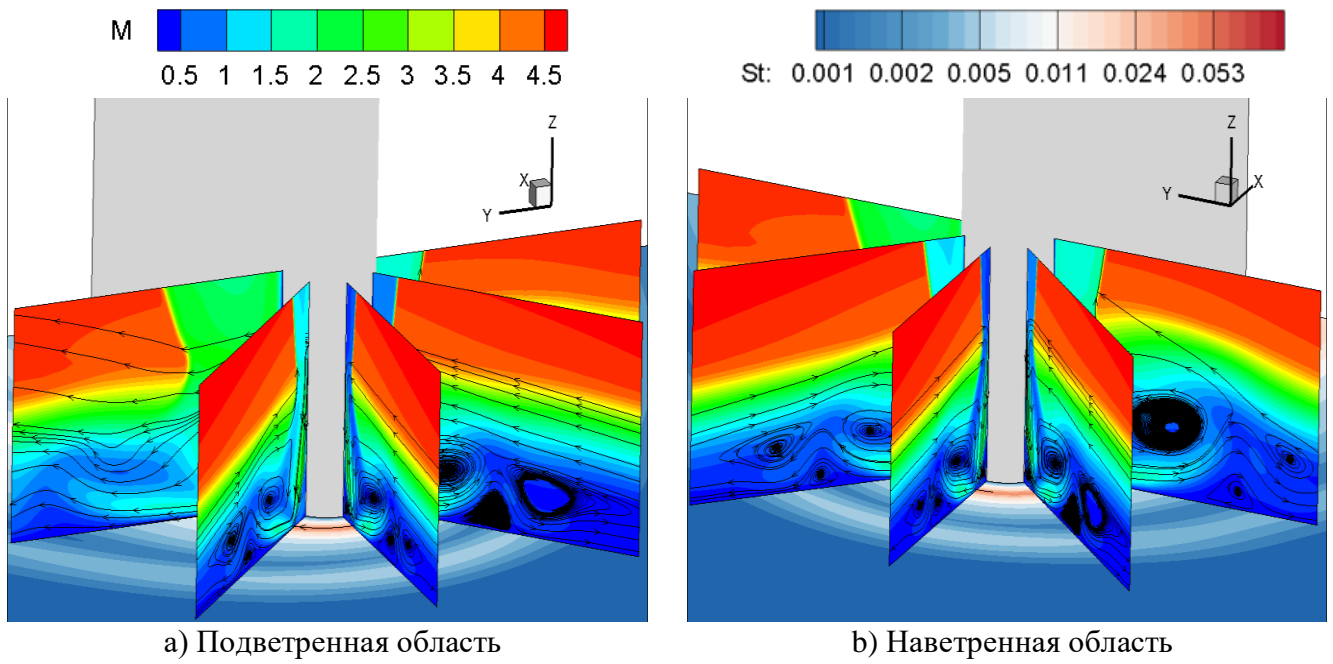


Рис. 11. Структура течения в окрестности передней кромки затупленного тела: поле числа Маха и линии тока в нескольких сечениях, распределение числа Стэнтона на пластине ($\alpha = 15^\circ$)

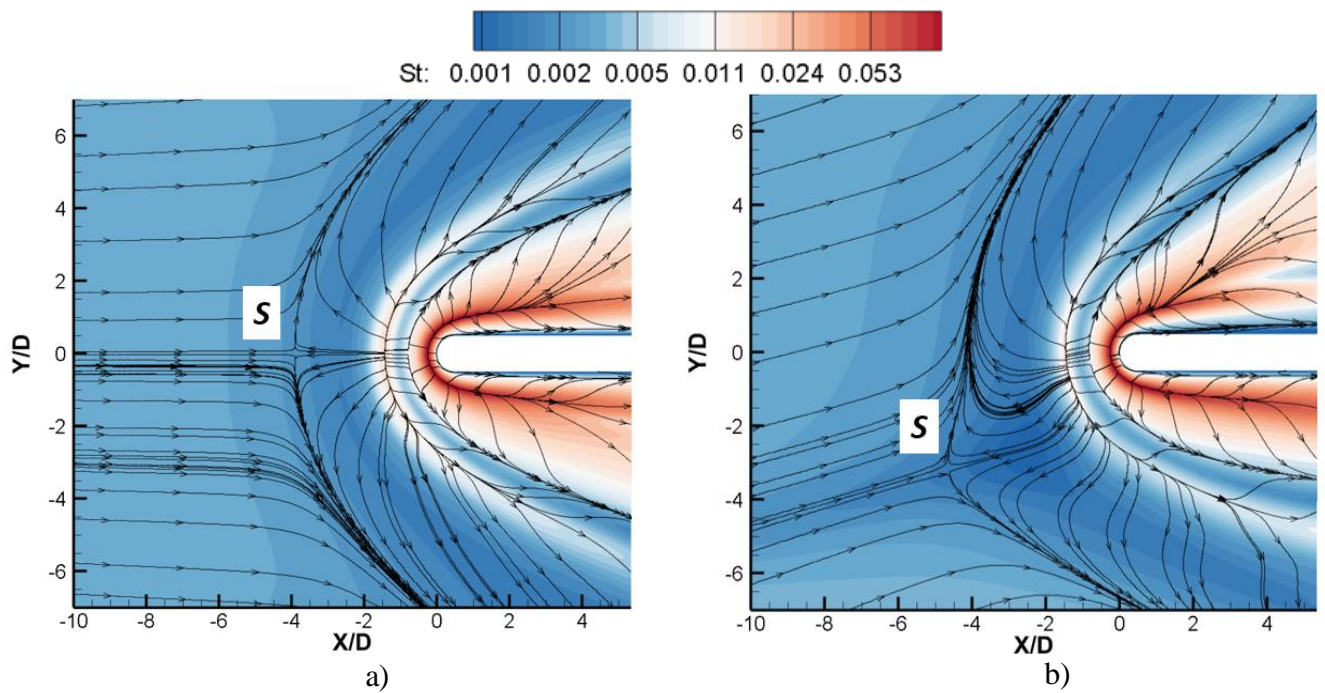


Рис. 12. Поле числа Стэнтона и поверхностные линии тока: а) $\alpha = 0^\circ$, б) $\alpha = 15^\circ$

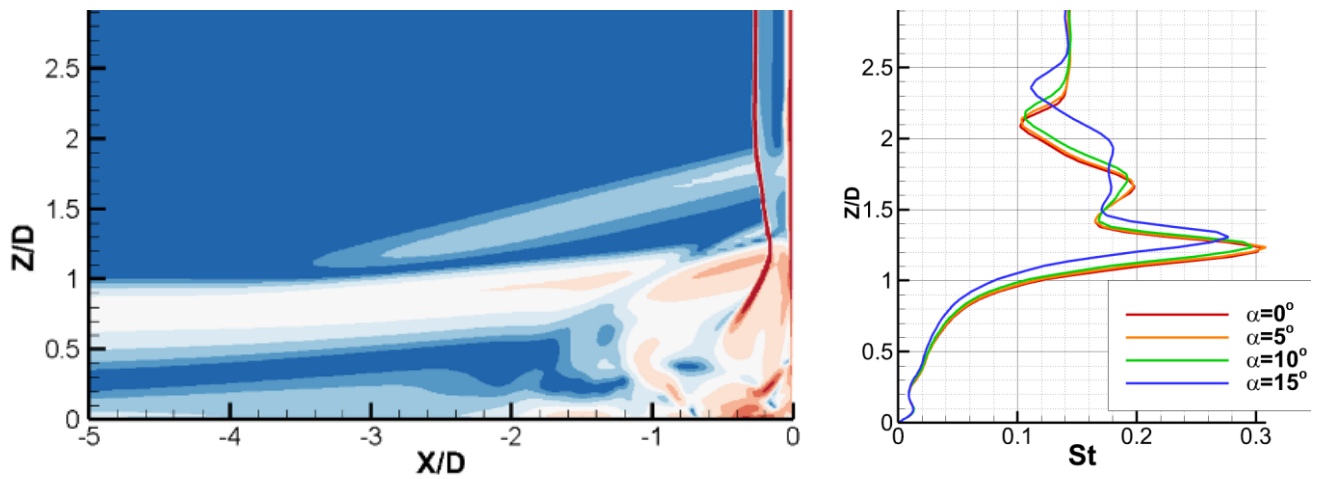


Рис. 13. Ударно-волновая картина в лобовой плоскости при $\alpha = 15^\circ$ и распределение числа Стэнтона на лобовой линии на теле при разных углах атаки

Таблица 3. Характеристики течения, рассчитанные при различных углах атаки α

$\alpha, ^\circ$	N_{vortex}	$B/D \times 10$	h_{tr}/D	L_s/D	St_{plate}	St_{body}
0	4	2.68	1.82	3.95	0.115	0.294
5	4	2.69	1.84	4.04	0.114	0.301
10	4	2.74	1.89	4.09	0.112	0.293
15	4	2.95	2.12	5.62	0.105	0.277

Выводы

Таким образом, при сверхзвуковом обтекании установленного на пластине тела такие изменения геометрической конфигурации, как сужение передней кромки и уменьшение угла скоса приводят к уменьшению тепловых нагрузок, вызванных эффектами вязко-невязкого взаимодействия. При натекании потока под углом к линии симметрии ребра, отрывная область на подветренной стороне расширяется, что приводит к разрушению вихрей, а значит и уменьшению теплоотдачи.

Список источников

1. Мьинт З.М., Хлопков А.Ю. Исследование аэротермодинамики перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов // Труды МАИ. 2013. № 66. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=40250>
2. Колычев А.В. Активная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата на новых физических принципах при аэродинамическом нагреве // Труды МАИ. 2012. № 51. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29053>
3. Савицкий Д.В., Аксёнов А.А., Жлуктов С.В. Численное моделирование взаимодействия аргоновой плазмы с углеродным образцом теплозащитного покрытия // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=96554>
4. Korkegi R.H. Survey of viscous interactions associated with high Mach number flight // AIAA Journal, 1971, vol. 9, no. 5, pp. 771-784. DOI: [10.2514/3.6275](https://doi.org/10.2514/3.6275)
5. Войтенко Д.М., Зубков А.И., Панов Ю.А. Обтекание цилиндрического препятствия на пластине сверхзвуковым потоком газа // Известия АН СССР. Механика жидкости и газа. 1966. № 1. С. 121.
6. Адуевский В.С., Медведев К.И. Физические особенности течения в области отрыва при трехмерном взаимодействии пограничного слоя с ударной волной // Известия АН СССР. Механика жидкости и газа. 1967. № 1. С. 25–34.
7. Тетерин М.П. Исследование течения газа в области падения скачка уплотнения на цилиндр, обтекаемый потоком большой сверхзвуковой скорости // Известия АН СССР. Механика жидкости и газа. 1967. № 2. С. 143–147.

8. Dolling D.S., Bogdonoff S.M. Blunt fin-induced shock wave/turbulent boundary-layer interaction // *AIAA Journal*, 1982, vol. 20, no. 12, pp. 1674–1680.
9. Oliveira M., Liu C. Implicit LES for Shock/Blunt Body Interaction // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010. DOI: [10.2514/6.2010-874](https://doi.org/10.2514/6.2010-874)
10. Tutty O.R., Roberts G.T., Schuricht P.H. High-speed laminar flow past a fin-body junction // *Journal of Fluid Mechanics*, 2013, vol. 737, pp. 19–55. DOI: [10.1017/jfm.2013.541](https://doi.org/10.1017/jfm.2013.541)
11. Zhuang Y.Q., Lua X.Y. Quasi-periodic Aerodynamic Heating in Blunt-fin Induced Shock Wave/Boundary Layer Interaction // *Procedia Engineering*, 2015, vol. 126, pp. 134–138. DOI: [10.1016/j.proeng.2015.11.195](https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.11.195)
12. Mortazavi M. Knight D.D. Shock Wave Laminar Boundary Layer Interaction at a Hypersonic Flow Over a Blunt Fin-Plate Junction // 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting Conference, 2017. DOI: [10.2514/6.2017-0536](https://doi.org/10.2514/6.2017-0536)
13. Mortazavi M. Knight D.D. Numerical Simulation of Shock Wave/Laminar Boundary Layer Interaction Over a Blunt Geometry // 7TH European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS), 2017. DOI: [10.13009/EUCASS2017-65](https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-65)
14. Mortazavi M. Knight D.D. Numerical Investigation of the Effect of the Sweep Angle of a Cylindrical Blunt Fin on the Shock Wave/Laminar Boundary Layer Interaction in a Hypersonic Flow, 47th AIAA Fluid Dynamics Conference, 2017. DOI: [10.2514/6.2017-3462](https://doi.org/10.2514/6.2017-3462)

15. Колесник Е.В., Смирнов Е.М. Численное исследование вихревых структур и теплообмена при сверхзвуковом обтекании области сопряжения затупленного тела и пластины // Журнал технической физики. 2020. Т. 90. № 2. С. 185-192. DOI:[10.21883/JTF.2020.02.48807.263-19](https://doi.org/10.21883/JTF.2020.02.48807.263-19)
16. Lindorfer S.A., Combs C.S., Kreth P.A., Schmisser J.D. Numerical Simulations of a Cylinder-Induced Shock Wave/Boundary Layer Interaction // 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017, vol. 0534, pp 1-22. DOI:[10.2514/6.2017-0534](https://doi.org/10.2514/6.2017-0534)
17. Borovoy V., Mosharov V., Radchenko V., Skuratov A. The shock-waves interference in the flow around a cylinder mounted on a blunted plate // 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2017, Report 2017-63, pp. 1–8. DOI:[10.13009/EUCASS2017-63](https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-63)
18. Колесник Е.В., Смирнов Е.М., Смирновский А.А. Численное решение трехмерной задачи обтекания, установленного на пластине, цилиндрического тела сверхзвуковым потоком вязкого газа при $M=2.95$ // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2019. Т. 12. № 2. С. 7-22. DOI:[10.18721/JPM.12201](https://doi.org/10.18721/JPM.12201)
19. Liou M.S, Steffen C.J. A New Flux Splitting Scheme // Journal of Computational Physics, 1993, vol. 107, no. 1, pp. 23-39. DOI: [10.1006/JCPH.1993.1122](https://doi.org/10.1006/JCPH.1993.1122)
20. van Leer B. Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme V. A Second-Order Conservative Difference Scheme. Sequel to Godunov's Method // Journal of Computational Physics, 1979, vol. 32, no. 1, pp. 101-136. DOI: [10.1016/0021-9991\(79\)90145-1](https://doi.org/10.1016/0021-9991(79)90145-1)

21. Harten A. High resolution schemes for hyperbolic conservation laws // Journal of Computational Physics, 1983, vol. 49, no. 3, pp. 357-393. DOI: [10.1016/0021-9991\(83\)90136-5](https://doi.org/10.1016/0021-9991(83)90136-5)
22. van Albada G. D, van Leer B., Roberts W.W. A Comparative Study of Computational Methods in Cosmic Gas Dynamics. Upwind and High-Resolution Schemes. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1997, pp. 95-103. DOI: [10.1007/978-3-642-60543-7_6](https://doi.org/10.1007/978-3-642-60543-7_6)

References

1. M'int Z.M., Khlopkov A.Yu. *Trudy MAI*, 2013, no. 66. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=40250>
2. Kolychev A.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 51. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29053>
3. Savitskii D.V., Aksenov A.A., Zhluktov S.V. *Trudy MAI*, 2018, no. 101. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=96554>
4. Korkegi R.H. Survey of viscous interactions associated with high Mach number flight, *AIAA Journal*, 1971, vol. 9, no. 5, pp. 771-784. DOI: [10.2514/3.6275](https://doi.org/10.2514/3.6275)
5. Voitenko D.M., Zubkov A.I., Panov Yu.A. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1966, no. 1, pp. 121.
66. Aduevskii B.C., Medvedev K.I. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1967, no. 1, pp. 25–34.
7. Teterin M.P. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1967, no. 2, pp. 143–147.

8. Dolling D.S., Bogdonoff S.M. Blunt fin-induced shock wave/turbulent boundary-layer interaction, *AIAA Journal*, 1982, vol. 20, no. 12, pp. 1674–1680.
9. Oliveira M., Liu C. Implicit LES for Shock/Blunt Body Interaction, *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010. DOI: [10.2514/6.2010-874](https://doi.org/10.2514/6.2010-874)
10. Tutty O.R., Roberts G.T., Schuricht P.H. High-speed laminar flow past a fin-body junction, *Journal of Fluid Mechanics*, 2013, vol. 737, pp. 19–55. DOI: [10.1017/jfm.2013.541](https://doi.org/10.1017/jfm.2013.541)
11. Zhuang Y.Q., Lua X.Y. Quasi-periodic Aerodynamic Heating in Blunt-fin Induced Shock Wave/Boundary Layer Interaction, *Procedia Engineering*, 2015, vol. 126, pp. 134–138. DOI: [10.1016/j.proeng.2015.11.195](https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.11.195)
12. Mortazavi M. Knight D.D. Shock Wave Laminar Boundary Layer Interaction at a Hypersonic Flow Over a Blunt Fin-Plate Junction, // 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting Conference, 2017. DOI: [10.2514/6.2017-0536](https://doi.org/10.2514/6.2017-0536)
13. Mortazavi M. Knight D.D. Numerical Simulation of Shock Wave/Laminar Boundary Layer Interaction Over a Blunt Geometry, *7TH European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS)*, 2017. DOI: [10.13009/EUCASS2017-65](https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-65)
14. Mortazavi M. Knight D.D. Numerical Investigation of the Effect of the Sweep Angle of a Cylindrical Blunt Fin on the Shock Wave/Laminar Boundary Layer Interaction in a Hypersonic Flow, *47th AIAA Fluid Dynamics Conference*, 2017. DOI: [10.2514/6.2017-3462](https://doi.org/10.2514/6.2017-3462)

15. Kolesnik E.V., Smirnov E.M. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 2020, vol. 90, no. 2, pp. 185-192. DOI: [10.21883/JTF.2020.02.48807.263-19](https://doi.org/10.21883/JTF.2020.02.48807.263-19)
16. Lindorfer S.A., Combs C.S., Kreth P.A., Schmisser J.D. Numerical Simulations of a Cylinder-Induced Shock Wave/Boundary Layer Interaction, *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2017, vol. 0534, pp 1-22. DOI: [10.2514/6.2017-0534](https://doi.org/10.2514/6.2017-0534)
17. Borovoy V., Mosharov V., Radchenko V., Skuratov A. The shock-waves interference in the flow around a cylinder mounted on a blunted plate, *7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*, 2017, Report 2017-63, pp. 1–8. DOI: [10.13009/EUCASS2017-63](https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-63)
18. Kolesnik E.V, Smirnov E.M., Smirnovskii A.A. *Nauchno-tekhnicheskie vedomosti SPbGPU. Fiziko-matematicheskie nauki*, 2019, vol. 12, no. 2, pp. 7-22. DOI: [10.18721/JPM.12201](https://doi.org/10.18721/JPM.12201)
19. Liou M.S, Steffen C.J. A New Flux Splitting Scheme, *Journal of Computational Physics*, 1993, vol. 107, no. 1, pp. 23-39. DOI: [10.1006/JCPH.1993.1122](https://doi.org/10.1006/JCPH.1993.1122)
20. van Leer B. Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme V. A Second-Order Conservative Difference Scheme. Sequel to Godunov's Method, *Journal of Computational Physics*, 1979, vol. 32, no. 1, pp. 101-136. DOI: [10.1016/0021-9991\(79\)90145-1](https://doi.org/10.1016/0021-9991(79)90145-1)
21. Harten A. High resolution schemes for hyperbolic conservation laws, *Journal of Computational Physics*, 1983, vol. 49, no. 3, pp. 357-393. DOI: [10.1016/0021-9991\(83\)90136-5](https://doi.org/10.1016/0021-9991(83)90136-5)
22. van Albada G. D, van Leer B., Roberts W.W. *A Comparative Study of Computational Methods in Cosmic Gas Dynamics. Upwind and High-Resolution Schemes*. Berlin,

Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1997, pp. 95-103. DOI: [10.1007/978-3-642-60543-](https://doi.org/10.1007/978-3-642-60543-7_6)

[7_6](#)

Статья поступила в редакцию 01.07.2023

Одобрена после рецензирования 05.07.2023

Принята к публикации 28.08.2023

The article was submitted on 01.07.2023; approved after reviewing on 05.07.2023; accepted for publication on 28.08.2023