

УДК 533.6

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР НА ТЕПЛООБМЕН НА НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2024 г. В. Е. Борисов^а, Т. В. Константиновская^{а, *}, А. Е. Луцкий^а

^аИнститут прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

*e-mail: konstantinovskaya.t.v@gmail.com

Поступила в редакцию 15.01.2024 г.

После доработки 05.06.2024 г.

Принята к публикации 11.06.2024 г.

Рассматривается совместное обтекание двух последовательно расположенных прямоугольных крыльев. Исследуются тепловые нагрузки на основное крыло в зависимости от интенсивности вихревых образований с генератора. Рассмотрены следующие режимы: число Маха набегающего потока $M_\infty = 3$, угол установки генератора 10° и 20° . Показано, что в определенных условиях при взаимодействии вихревых структур с основным крылом температура поверхности последнего значительно снижается.

Ключевые слова: сверхзвуковое обтекание, концевой вихрь, ударная волна, температура крыла, тепловые потоки.

DOI: 10.31857/S1024708424050082 **EDN:** NQNLYW

Изучение аэродинамики полета летательных аппаратов (ЛА) на сверхзвуковых скоростях имеет практическую важность с точки зрения создания новых и усовершенствования имеющихся моделей сверхзвуковых ЛА. Данный вопрос включает в себя много аспектов, один из которых — изучение теплообмена в пограничном слое ЛА, в частности на крыльях, которые являются несущим элементом ЛА. В силу большой практической значимости вопросы тепловых нагрузок привлекали внимание многих отечественных и зарубежных исследователей с середины XX в. Их основные физические механизмы изложены в большом количестве отечественных и зарубежных статей и монографий (например, [1–5]). Основное внимание при этом уделялось дозвуковым режимам [6, 7].

Нынешний уровень развития технологий может привести к возобновлению интереса к сверхзвуковому транспорту в долгосрочной перспективе. Так, был проведен ряд социальных исследований, которые показали, что скорость передвижения в настоящее время является ключевым критерием выбора транспорта для поездок на дальние расстояния. На основе данных о перевозках в мире был определен перечень перспективных маршрутов для сверхзвуковых перевозок и смоделирована динамика соответствующих перевозок в долгосрочной перспективе. Перед ведущими конструкторскими бюро стоит задача спроектировать конкурентоспособный сверхзвуковой пассажирский самолет второго поколения, способный преодолеть проблемы последнего поколения самолетов этого класса [8]. Проблема теплового нагрева конструкции является существенной, ведь при полете на таких скоростях температура воздуха, обтекающего поверхность самолета, повышается, что приводит к нагреву самой конструкции (так называемый «аэродинамический нагрев»). Нагрев воздуха происходит в ударных волнах, образующихся вокруг самолета, а также в пограничном слое из-за трения поверхности о воздух. Выделяющееся на поверхности тепло частично поступает в конструкцию планера, частично передается окружающей воздушной массе, температура которой равна температуре воздуха на данной высоте полета.

Возникающие в полете тепловые потоки влияют не только на прочность конструкции ЛА, но и изменяют аэрогазодинамические характеристики обтекания ЛА (см. например, [9–13]). Остаются не до конца изученными, в частности, вопросы механизма образования тепловых потоков и их влияние

на характеристики полета, а также вопросов, связанных с изменением температуры (тепловых потоков) поверхности, влияние на проектирование ЛА. Например, в ходе экспериментальных исследований пограничных слоев при сверхзвуковом обтекании треугольного крыла наблюдался ряд явлений, которые еще не имеют адекватного объяснения. К ним относятся, в том числе, локальные зоны аномально высокой плотности [14] и повышенных тепловых потоков [15] на поверхности крыла. Кроме того, экспериментальные данные по этой теме разнятся. Одной из причин этого может быть сложность характера обтекания моделей и степень равномерности потока в экспериментальных установках [15]. Ввиду того, что экспериментальное исследование тепловых нагрузок, действующих на высокоскоростные летательные аппараты, в аэродинамических трубах представляет определенные трудности, то по мере совершенствования математических моделей, вычислительных алгоритмов и роста производительности вычислительных систем все большее значение приобретает численное моделирование. Расчет тепловых потоков предъявляет достаточно высокие требования к численным алгоритмам даже в сравнительно простом случае безотрывного обтекания. Обтекание летательных аппаратов под углом атаки, как правило, сопровождается отрывом пограничного слоя, что вносит дополнительные трудности при численном моделировании.

Таким образом, актуальное состояние тематики показывает, что необходимы дальнейшие исследования влияния различных факторов на тепловые потоки на поверхности ЛА в полете, которые представляют интерес для разработки новых поколений высокоскоростных ЛА.

Особенно это актуально на фоне вновь возросшего интереса к таким ЛА, в том числе, в гражданской промышленности.

На теплообменные процессы влияют многие факторы, в том числе неоднородности набегающего потока, которые могут быть обусловлены, в частности, наличием вихревых структур. Современные сверхзвуковые летательные аппараты различного назначения имеют достаточно сложную форму, характеризующуюся наличием многих конструктивных элементов. На оребренных элементах могут так же, как и на крыльях, образовываться концевые вихри. Концевые вихри, возникшие в передней зоне течения, могут существенно повлиять на обтекание, включая теплообмен, элементов конструкции, расположенных ниже по потоку.

В представленной работе численно исследованы вихревые структуры и связанные с ними тепловые потоки на поверхности основного крыла в тандеме крыльев (крыло-генератор вихря и основное крыло). Проведено сравнение полученных результатов с параметрами обтекания одиночно установленного крыла (крыла в невозмущенном набегающем потоке). Проведен анализ областей отрыва на подветренной стороне основного крыла в рассмотренных вариантах конфигураций течения и изменения гидродинамических параметров на поверхности основного крыла. Проведено исследование влияния вихревых структур от крыла-генератора на распределение температуры и тепловых потоков на основном крыле. В представленных расчетах использовался вариант авторского компьютерного кода ARES [16] для уравнений Навье—Стокса и осредненных по Рейнольдсу и Фавру нестационарных уравнений Навье—Стокса (URANS) с улучшенными аппроксимационными свойствами на произвольных неструктурированных сетках, который может быть использован для решения широкого круга практических и теоретических задач.

Полученные результаты могут быть использованы при аэродинамическом проектировании высокоскоростных летательных аппаратов. Выявление основных закономерностей влияния сверхзвукового вихря на аэродинамику крыла и особенностей эволюции вихря при взаимодействии с поверхностями представляет самостоятельный теоретический интерес.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В настоящей работе численно исследуется сверхзвуковое обтекание тандема модельных крыльев [11] в нескольких конфигурациях (рис. 1).

Во всех рассмотренных компоновках течения основное крыло имело прямоугольную форму в плане с ромбовидным профилем основания и максимальной относительной толщиной 13.3%. Его полуразмах и хорда равны $l_1 = 0.095$ м и $b = 0.03$ м соответственно. На расстоянии четырех хорд крыла выше по потоку расположено крыло-генератор, имеющее аналогичный профиль, но два варианта размаха l_2 : вдвое меньший и равный размаху основного крыла.

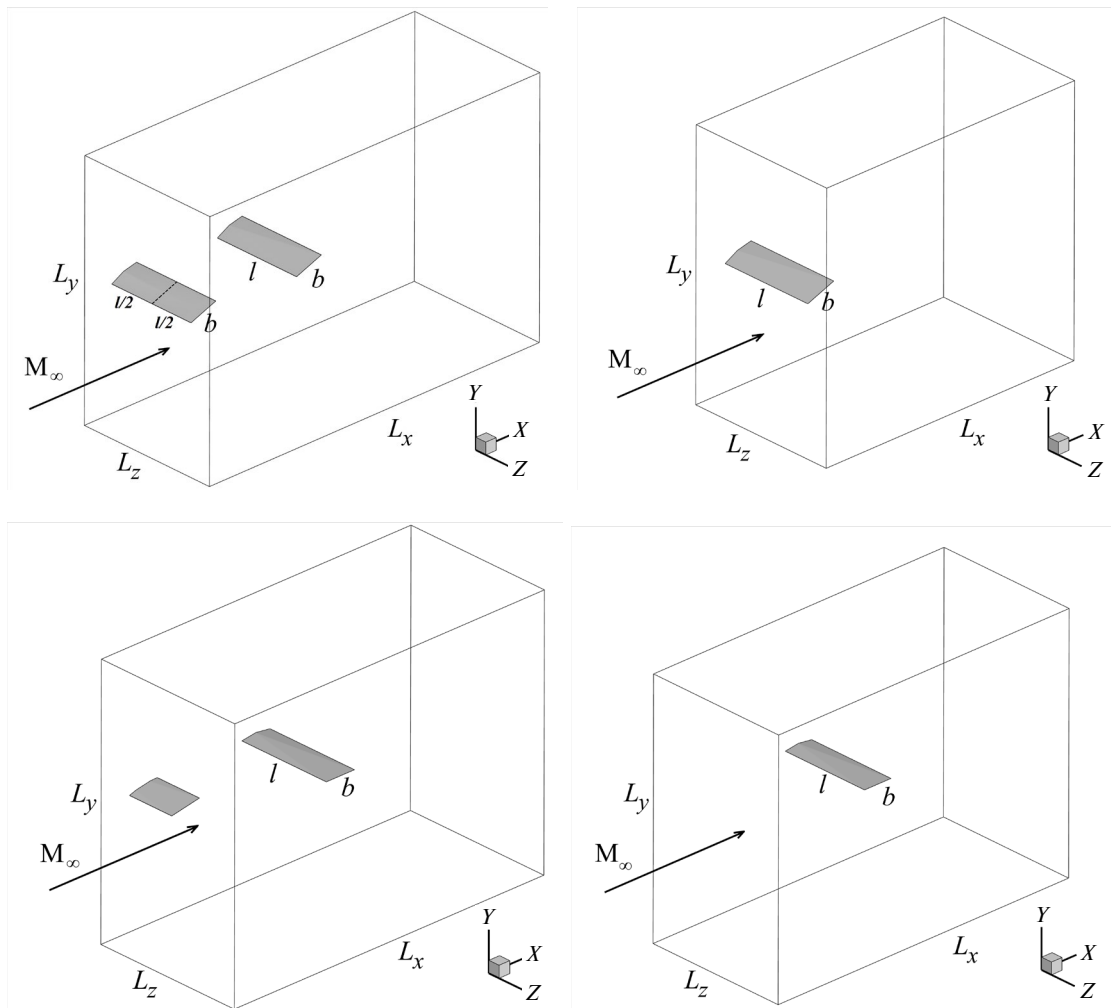


Рис. 1. Расчетная область для рассмотренных конфигураций: сверху — для анализа зоны отрыва, снизу — для анализа влияния на тепловые потоки.

Число Маха набегающего потока задавалось $M_\infty = 3$, число Рейнольдса — $Re_L = 1 \times 10^7$. Углы установки генератора принимались 10° и 20° , при этом угол атаки основного крыла устанавливался 0° и 20° . При обтекании крыла-генератора формируется вихревая пелена за его задней кромкой и концевой вихрь, сходящийся с его боковой (концевой) кромки. Относительное расположение генератора и основного крыла выбрано таким образом, чтобы указанные вихревые структуры пересекали основное крыло.

В расчетах рассматривается три варианта условий на поверхности крыльев: адиабатическая стенка, обтекание крыла с холодной поверхностью, обтекание крыла с горячей поверхностью.

Координаты в области расчета построены следующим образом. Направление оси O_x совпадает с направлением набегающего потока, ось O_y перпендикулярна ему, а ось O_z сонаправлена с осью крыльев; при этом задняя кромка основного крыла имеет координаты $x = 0.015$, $y = 0$. Плоскость крепления крыльев имеет координату $z = 0$. Течение рассматривалось на расстоянии вплоть до 6.5 хорд крыла вниз по потоку от задней кромки основного крыла.

Значения газодинамических величин в концевом вихре значительно отличаются от параметров набегающего потока, достигая в нем локальных экстремумов. Так, в сверхзвуковом концевом вихре на оси наблюдаются, например, максимум завихренности и минимум плотности и давления, а на границе наблюдается максимум тангенциального числа Маха. Общая структура концевого вихря показана на рис. 2.

В случае конфигураций с коротким генератором при взаимодействии концевого вихря с поверхностью основного крыла образуются вторичные вихри, часть из которых имеет направление вращения, проти-

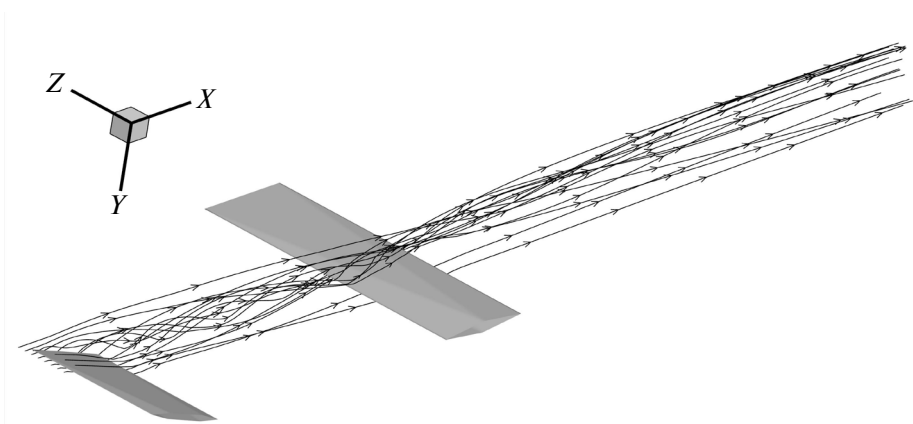


Рис. 2. Общая структура концевой вихря: линии тока в зоне концевой вихря с крыла-генератора.

воположное направлению вращения концевой вихря (рис. 3). Механизм образования вторичных вихрей в рассмотренных случаях качественно схож с аналогичным процессом для несжимаемых течений [17].

В случае конфигурации с длинным генератором концевой вихрь с него попадает в зону концевой хорды основного крыла и «закручивается» вокруг концевой вихря с основного крыла, образуя в итоге единую вихревую структуру.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ЧИСЛЕННЫЙ АЛГОРИТМ

При проведенных расчетах течение рассматривалось как трехмерное течение совершенного вязкого сжимаемого газа с использованием системы осредненных по Фавру нестационарных уравнений Навье—Стокса (URANS) [18].

В данном подходе используются «эффективные» значения коэффициентов вязкости и теплопроводности, представляющие из себя сумму коэффициента динамической вязкости и турбулентной вязкости и функцию от них соответственно. Значение турбулентной вязкости определяется применяемой моделью турбулентности. В данной работе использована однопараметрическая модель турбулентности Спаларта—Аллмараса (SA) для сжимаемых течений [19] с модификацией Эдвардса [20]. Модель турбулентности SA является одной из наиболее часто используемых моделей в аэродинамике, для которой проведено много модификаций и верификаций [21].

Для аппроксимации уравнений модели по пространству использовался метод конечных объемов со схемой реконструкции TVD 2-го порядка точности. Для аппроксимации уравнений модели по времени применялась как неявная схема на основе метода LU-SGS, так и явная схема. Используемый численный метод подробно описан в [22].

Расчеты проводились на неструктурированных гексагональных сетках, состоящих из порядка 5.5 — 6 млн ячеек в зависимости от конфигурации. Для более аккуратных вычислений было произведено сгущение сетки в зоне формирования и распространения вихрей.

Численные данные были получены с использованием авторского программного комплекса ARES [16] расчета трехмерных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа, который был разработан и программно реализован в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Численные расчеты были проведены на гибридной суперкомпьютерной системе К-60 [23] в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН с использованием 112 или 196 процессоров.

РЕЗУЛЬТАТЫ.

ВЛИЯНИЕ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР НА ОТРЫВ ПОТОКА

Исследовано влияние вихревой пелены и концевой вихря от крыла-генератора на отрыв потока на основном крыле. Исследования проведены для конфигураций, при которых оба крыла установлены под углом атаки 20° , но генератор имеет разный размах (равный размаху основного крыла и половина

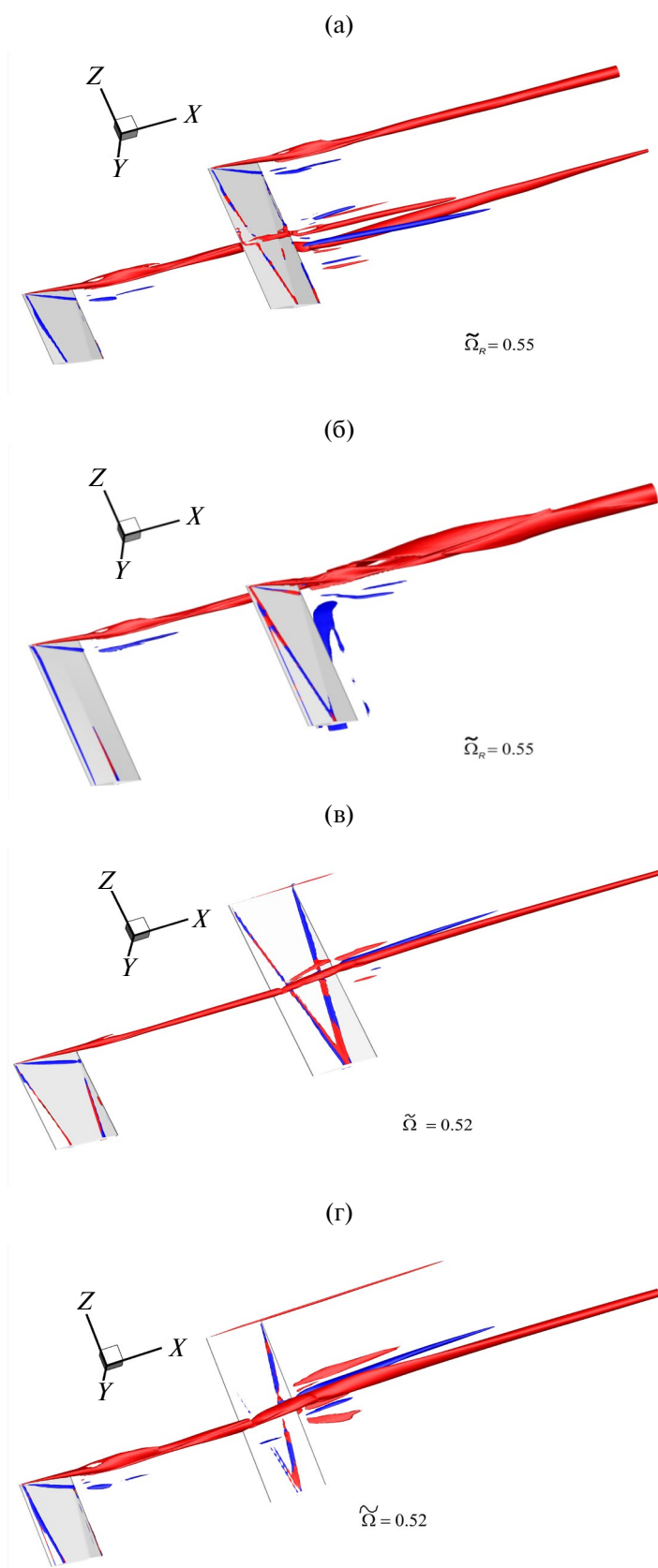


Рис. 3. Взаимодействие вихревых структур генератора с основным крылом. Адиабатическое условие. Наличие вторичных вихрей, цветом выделено направление их вращения. Конфигурации (сверху вниз): $\alpha_1 = \alpha_2 = 20^\circ$ короткий (а) и длинный (б) генератор, $\alpha_1 = 10^\circ \alpha_2 = 0^\circ$ (в), $\alpha_1 = 20^\circ \alpha_2 = 0^\circ$ (г).

от него). На рис. 4 показаны полученные зоны отрыва. Наибольшее влияние наблюдается для тандема с крылом-генератором большого размаха — размеры области отрыва на основном крыле значительно уменьшаются под действием вихревой пелены с крыла-генератора. Для тандема с коротким генератором концевой вихрь с него провоцирует появление дополнительной зоны отрыва в области взаимодействия, что связано с появлением в этом случае поперечного градиента давления в этой зоне (рис. 5).

В данной работе отрыв потока рассматривается только при адиабатическом условии на поверхности крыла. При дальнейшей работе планируется провести анализ отрыва и для изотермического условия на поверхности крыла.

ВЛИЯНИЕ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР НА ТЕПЛОВЫЕ ПОТОКИ

Рассматриваются конфигурации течения, где основное крыло установлено под углом атаки 0° . Крыло генератор имеет два варианта установки: 10° и 20° .

Для вариантов конфигурации течения с условием адиабатической стенки влияние вихревых структур крыла-генератора приводит к значительному снижению температуры на поверхности основного крыла.

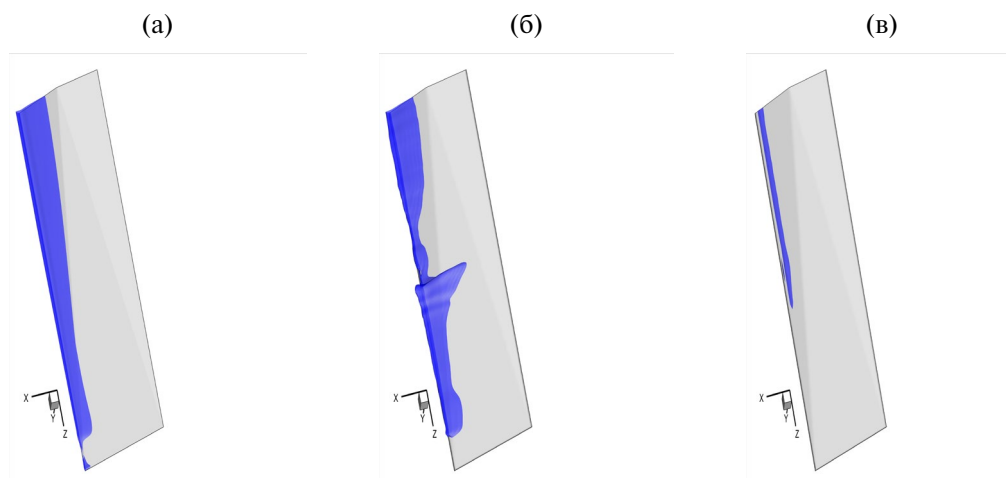


Рис. 4. Области отрыва потока, изображены изоповерхности отрицательных значений продольной скорости, крыло под углом атаки 20° : невозмущенный набегающий поток (а), тандем с коротким генератором (б), тандем с длинным генератором (в).

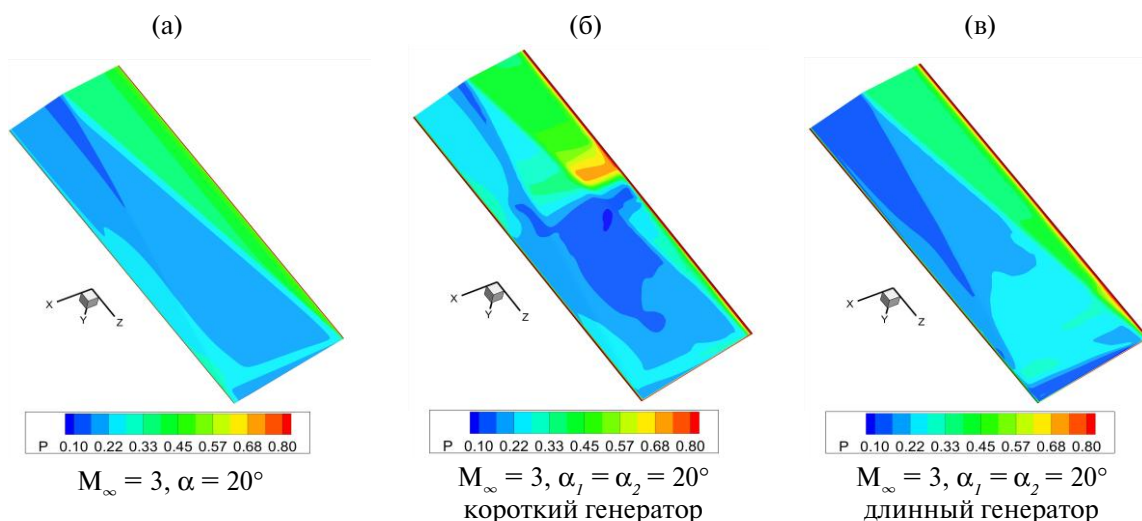


Рис. 5. Распределение давления на подветренной стороне основного крыла: обтекание невозмущенным потоком (а); короткий генератор (б); длинный генератор (в). Поперечный градиент давления для короткого генератора (б) вызывает отрыв в области взаимодействия.

При обтекании основного крыла невозмущенным потоком максимальная и средняя по поверхности температуры принимают, соответственно, значения $T_{\max} = 2.556$ и $T_{\text{ave}} = 2.380$. Здесь и далее указана температура по отношению к статической величине в набегающем потоке. Распределение температуры на крыле при данном условии и влияние на него вихревых структур показано на рис. 6.

Для конфигурации с углом установки генератора в 10° соответствующие величины таковы $T_{\max} = 2.578$, $T_{\text{ave}} = 2.140$, для угла в 20° $T_{\max} = 2.016$, $T_{\text{ave}} = 1.391$. Эффект снижения средней температуры при установке генератора в $\alpha = 20^\circ$ проявляется значительно сильнее, чем при меньшем угле ($\alpha = 10^\circ$) установки генератора, поскольку интенсивность вихревых структур, в особенности вихревой пелены, растет с увеличением угла установки (рис. 6). Увеличение интенсивности вихревых структур приводит к уменьшению местного числа Маха в области перед основным крылом, что и вызывает общее снижение температуры на поверхности крыла.

Обтекание крыла с холодной поверхностью.

При обтекании крыла с «холодной» поверхностью ($T_w = 1.4$) невозмущенным потоком тепловой поток практически везде имеет положительные значения (направлен внутрь крыла). Его среднее значение в принятых безразмерных единицах $Q_l = 0.0154$. Влияние вихревых структур приводит к существенным изменениям. Среднее значение близко к 0. Однако распределение теплового потока по поверхности становится крайне неравномерным. Экстремальные значения достигаются на границах области взаимодействия с концевым вихрем, сходящим с генератора.

Влияние вихревых структур от крыла-генератора на распределение температуры и тепловых потоков на основном крыле в данной конфигурации показано на рис. 7.

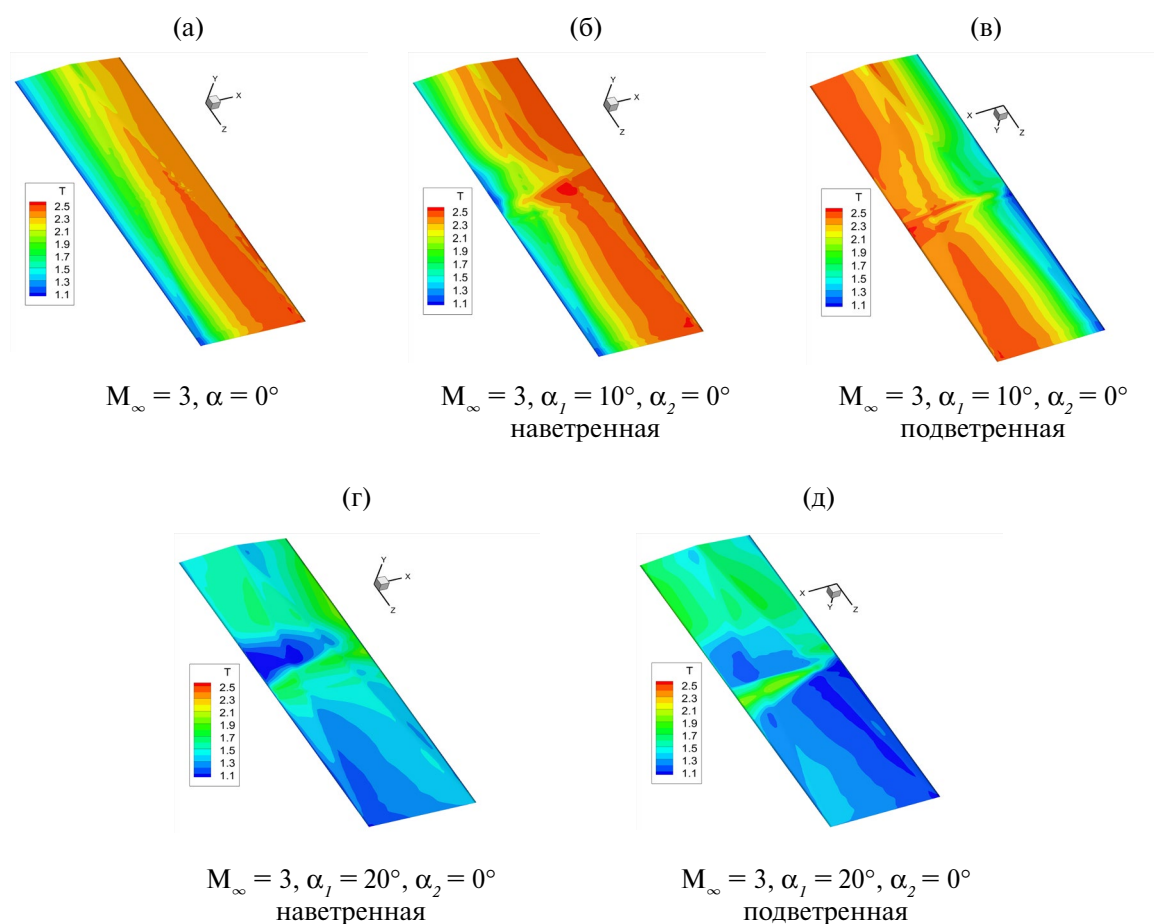


Рис. 6. Распределение температуры на поверхности основного крыла. Адиабатическая поверхность: обтекание невозмущенным потоком (а); обтекание при наличии короткого крыла генератора с углом атаки 10° по верхней (б) и нижней (в) поверхности; обтекание при наличии короткого крыла генератора с углом атаки 20° по верхней (г) и нижней (д) поверхности.

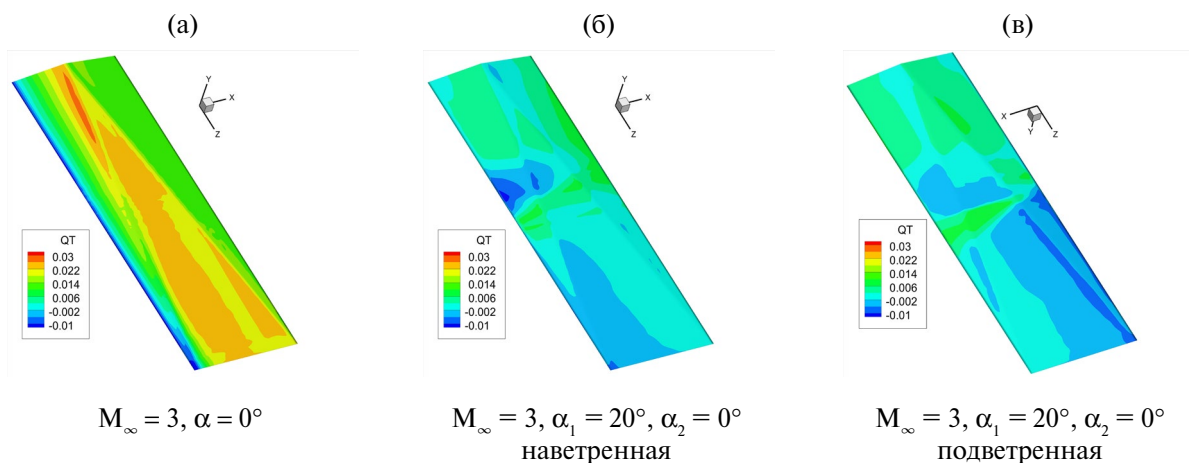


Рис. 7. Распределение тепловых потоков на поверхности основного крыла. Изотермическая поверхность, вариант $T_w = 1.4$: обтекание невозмущенным потоком (а), обтекание при наличии крыла генератора — верхняя (б) и нижняя (в) поверхности.

Обтекание крыла с горячей поверхностью.

При обтекании крыла с «горячей» поверхностью ($T_w = 4.2$) невозмущенным потоком тепловой поток практически везде имеет отрицательные значения (направлен от крыла в сторону обтекающего потока) (рис. 8). Среднее значение в принятых безразмерных единицах $Q_t = -0.0532$. Под воздействием вихревых структур генератора, как и в случае холодной стенки, происходит перераспределение тепловых потоков. Экстремальные значения достигаются на границах области взаимодействия с концевым вихрем с генератора. При этом среднее значение теплового потока по абсолютной величине несколько увеличивается ($Q_t = -0.0797$) (в 1.49 раза по сравнению с обтеканием в невозмущенном потоке) (рис. 8).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Численно получены результаты сверхзвукового обтекания тандема крыльев в нескольких конфигурациях. Проведен анализ и сравнение зон отрыва и тепловых потоков на поверхности с параметрами при обтекании невозмущенным набегающим потоком.

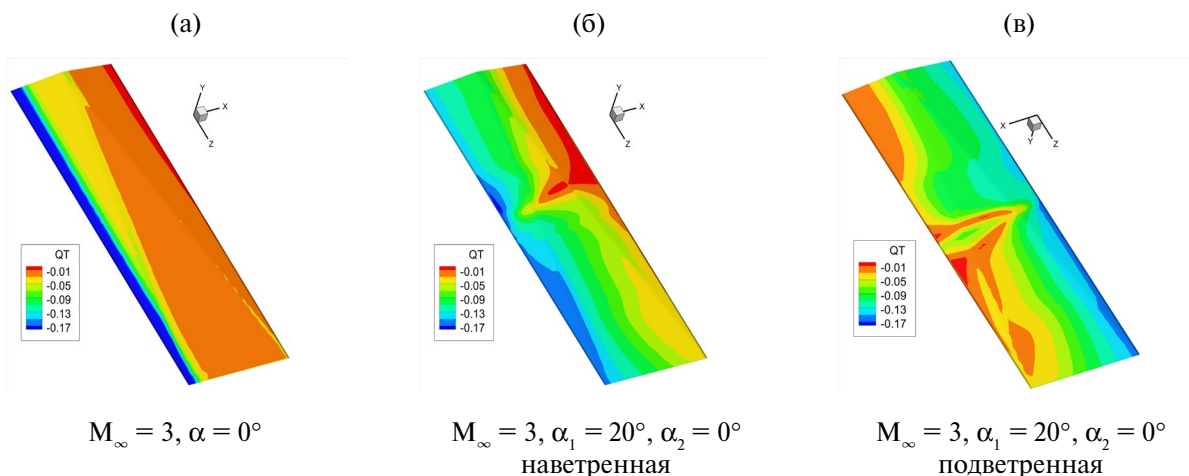


Рис. 8. Распределение тепловых потоков на поверхности основного крыла. Изотермическая поверхность, вариант $T_w = 4.2$: обтекание невозмущенным потоком (а); обтекание при наличии крыла генератора — верхняя (б) и нижняя (в) поверхности.

Исследование влияния вихревых структур на зону отрыва проведено для адиабатического условия на поверхности крыльев. Получено появление дополнительной зоны отрыва на основном крыле в области взаимодействия с концевым вихрем с (короткого) крыла-генератора при обтекании тандема с коротким генератором. В случае обтекания тандема с длинным генератором отмечается уменьшение зоны отрыва на основном крыле (подветренная сторона).

Для адиабатического условия на поверхности крыльев получено заметное снижение температуры на поверхности основного крыла под влиянием вихревых структур крыла-генератора более существенное для большего угла атаки генератора: порядка 10% при угле 10° и порядка 70% при 20°.

Для режимов с заданной температурой поверхности крыльев при течении в тандеме происходит перераспределение тепловых потоков на поверхности основного крыла, которое становится крайне неравномерным. При этом экстремальные значения тепловых потоков достигаются на границах зоны взаимодействия с концевых вихрем от генератора.

ФИНАНСИРОВАНИЕ

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Научного Фонда, проект № 24-21-00230.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лыков А. В., Алексахенко А. А., Алексахенко В. А. Сопряженные задачи конвективного теплообмена. Минск: Наука и техника, 1971. 346 с.
2. Землянский Б.А., Лунев В.В., Власов В.И., Горшков А.Б., Залогин Г.Н., Ковалев Р.В., Маринин В.П., Мурзинов И.Н. Конвективный теплообмен летательных аппаратов / Под науч. ред. Б.А. Землянского. М.: Физматлит, 2014. 380 с. ISBN 978-5-9221-1523-0
3. Гришин А.М., Фомин В.М. Сопряженные и нестационарные задачи механики реагирующих сред. Новосибирск: Наука, 1984. 318 с.
4. Лунев В.В. Течение реальных газов с большими скоростями. М.: Физматлит, 2007. 760 с.
5. Hirschel E.H., Weiland C. Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009. 518 p. <https://doi.org/10.1007/978-3-540-89974-7>
6. Terekhov V.I., Yarygina N.I., Zhdanov R.F. Heat transfer in turbulent separated flow in the presence of high free-stream turbulence // Int. J. Heat Mass Transfer. 2003. V. 46. № 23. P. 4535–4551.
7. Баранов П.А., Жукова Ю.В., Исаев С.А., Баранова Т.А., Жданов В.Л. Интенсификация теплообмена в неоднородных средах при обтекании эллиптических цилиндров // ММФ—2008: VI Минский международный форум по тепло- и массообмену (19–23 мая 2008 г): Тез. докл. и сообщ. Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси. Минск. 2008. Т. 1. С. 66–67.
8. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю., Виноградов И.Л., Глебов А.Г., Злыгарев В.А., Карташев А.В., Козелков А.С., Кузьменко М.Л., Кулагин А.Ф., Львова Г.В., Огарков С.О., Пекариш А.И., Петров А.Н., Погосян М.А., Поляков В.Б., Притулкин А.А., Савельевских Е.П., Соколов В.А., Судов Е.В., Чебан М.Г., Шагалиев Р.М., Шильников П.С., Юрин В.Н., Яновский Л.С., Яценко Б.В. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники. М.: Изд-во МАИ, 2020. 448 с. ISBN 978-5-4316-0694-6
9. Smart M.K., Kalkhoran I.M., Bentson J. Measurements of supersonic wing tip vortices // AIAA Journal. 1995. V. 33. № 10. P. 1761–1768.
10. Боровой В.Я., Кубышина В.Я., Скуратов А.С., Яковлева Л.С. Вихрь в сверхзвуковом потоке и его влияние на течение и теплообмен на затупленном теле // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2000. № 5. С. 66–76.
11. Borisov V.E., Davydov A.A., Konstantinovskaya T.V., Lutsky A.E., Shevchenko A.M., Shmakov A.S. Numerical and experimental investigation of a supersonic vortex wake at a wide distance from the wing // AIP Conf. Proc. 2018. 2027. P. 030120.
12. Боровой В.Я., Кубышина Т.В., Скуратов А.С., Яковлева Л.В. Вихрь в сверхзвуковом потоке и его влияние на обтекание и теплообмен затупленного тела // Изв.РАН.МЖГ. 2000. №5. С. 66–76.
13. Ширяев А.В., Серебрянский С.А. Методы снижения температурного нагрева конструкции сверхзвукового самолета / Сб.Тр. конф. Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2022), Москва, 26–28 сентября 2022 г. С. 925–931. <https://doi.org/10.25728/mlsd.2022.0925>
14. Александров С.В., Ваганов А.В., Шалаев В.И. Физические механизмы образования продольных вихрей, появления зон высоких тепловых потоков и раннего перехода в гиперзвуковом течении около треугольного

- крыла с затупленными передними кромками // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2016. №45. С. 9–31. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2016.45.01>
15. Ваганов А.В., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Шалаев В.И. Экспериментальное исследование структуры течения и перехода в пограничном слое треугольного крыла с затупленными передними кромками при числах Маха 2, 2,5 и 4 // Труды МФТИ. 2013. Т. 5. № 3. С. 164–173.
 16. Борисов В.Е., Давыдов А.А., Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е. Программный комплекс ARES для расчета трехмерных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа на высокопроизводительных вычислительных системах. // Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2019667338. 23.12.2019.
 17. Гаджиев Д.А., Гайфуллин А.М. Эволюция двух вихрей вблизи твердой поверхности // Прикладная механика и техническая физика. 2018. Т. 59. № 2. С. 31–38.
 18. Борисов В.Е., Константиновская Т.В., Луцкий А.Е. Исследование вихревых структур при сверхзвуковом обтекании тандема крыльев // Мат. моделирование. 2022. Т. 34. № 6. С.92–110. <https://doi.org/10.20948/mm-2022-06-06>.
 19. Allmaras S.R., Johnson F.T., Spalart P.R. Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model // Seventh International Conference on CFD (ICCFD7), Big Island, Hawaii, 9-13 July 2012.
 20. Edwards J.R., Chandra S. Comparison of Eddy Viscosity-Transport Turbulence Models for Three-Dimensional, Shock-Separated Flowfields // AIAA Journal. 1996. V. 34. № 4. P. 756–763.
 21. NASA Turbulence Modeling Resource. <https://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html>
 22. Борисов В.Е., Давыдов А.А., Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е., Меньшов И.С. Параллельная реализация неявной схемы на основе метода LU-SGS для моделирования трехмерных турбулентных течений // Математическое моделирование. 2014. Т. 26. № 10. С. 64–78.
 23. Вычислительный комплекс К-60. <https://www.kiam.ru/MVS/resources/k60.html>

NUMERICAL MODELING OF THE EFFECT OF SUPERSONIC VORTEX STRUCTURES ON THE HEAT TRANSFER ON THE LIFTING SURFACES OF FLIGHT VEHICLES

V. E. Borisov^a, T. V. Konstantinovskaya^{a,*}, and A. E. Lutskiy^a

^a*Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, 125047 Russia*

^{*}*e-mail: konstantinovskaya.t.v@gmail.com*

The simultaneous flow past two rectangular tandem wings is considered. The thermal loads on the main wing are studied as functions of the intensity of the vortex formations produced by a generator. The following flow regimes are considered: the incoming Mach number $M_\infty = 3$ and the angles of incidence of the generator are 10° and 20° . It is shown that under certain conditions the surface and the attack angle of the generator is 10 and 20 of the main wing can be considerably reduced due to its interaction with vortex structures.

Keywords: supersonic flow, tip vortices, shock waves, wing temperature, heat fluxes.