DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.01
УДК 533.06.011:536.24.02

С.В. Александров[1, 2], А.В. Ваганов[1], В.И. Шалаев[1, 2]

[1] Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Россия
[2] Московский физико-технический институт (государственный университет),
Жуковский, Россия

ФИЗИЧЕСКИЕ МЕХАНИЗМЫ ОБРАЗОВАНИЯ ПРОДОЛЬНЫХ ВИХРЕЙ, ПОЯВЛЕНИЯ ЗОН ВЫСОКИХ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ И РАННЕГО ПЕРЕХОДА В ГИПЕРЗВУКОВОМ ТЕЧЕНИИ ОКОЛО ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА С ЗАТУПЛЕННЫМИ ПЕРЕДНИМИ КРОМКАМИ

На основе экспериментальных исследований и численных решений уравнений Навье–Стокса проанализированы процессы формирования вихревых структур и их взаимодействия с пограничным слоем в гиперзвуковом течении около треугольного крыла с затупленными передними кромками. Изучены физические механизмы образования продольных вихрей, появления аномальных зон высоких тепловых потоков на поверхности крыла и раннего ламинарно-турбулентного перехода. Эти явления наблюдались во многих экспериментах в высокоскоростных аэродинамических трубах, но понять их удалось только с помощью детального анализа результатов численного моделирования с высоким разрешением. Представленные результаты позволили объяснить наблюдаемые в опытах явления. Для численного моделирования использовался пакет ANSYS CFX на сетке с 50 млн узлов. С помощью сравнения рассчитанного распределения тепловых потоков на поверхности крыла с экспериментальными данными проведена верификация метода моделирования.

Ключевые слова: вязкий теплопроводный газ, гиперзвуковое течение, пограничный слой, вихревые структуры, теплообмен, треугольное крыло, эксперименты, численное моделирование.

S.V. Alexandrov[1, 2], A.V. Vaganov[1], V.I. Shalaev[1, 2]

[1] Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russian Federation
[2] Moscow Institute of Physics and Technology, Zhukovsky, Russian Federation

PHYSICAL MECHANISMS OF LONGITUDINAL VORTICES FORMATION, APPEARANCE OF ZONES WITH HIGH HEAT FLUXES AND EARLY TRANSITION IN HYPERSONIC FLOW OVER DELTA WING WITH BLUNTED LEADING EDGES

Processes of vortex structures formation and their interactions with the boundary layer in the hypersonic flow over delta wing with blunted leading edges are analyzed on the base of experimental investigations and numerical solutions of Navier-Stokes equations. Physical mechanisms of longitudinal

vortexes formation, appearance of abnormal zones with high heat fluxes and early laminar turbulent transition are studied. These phenomena were observed in many high-speed wind tunnel experiments, however they were understood only using detailed analysis of numerical modeling results with high resolution. Presented results allowed explaining experimental phenomena. ANSYS CFX code on the grid with 50 millions nodes was used for the numerical simulation. By comparison calculated heat flux distribution on the wing surface with experimental data the numerical method was verified.

Keywords: viscous thermo-conducting gas, hypersonic flow, boundary layer, vortex structures, heat transfer, delta wing, experiments, numerical simulation.

Введение

Изучение гиперзвуковых пространственных течений вязкого теплопроводного газа является актуальной проблемой современной аэродинамики и представляет значительный интерес с точки зрения приложений к разработке нового поколения высокоскоростных летательных аппаратов. Интенсивные исследования в этой области проводились в основном с использованием асимптотических методов и теории пограничного слоя [1]. В рамках такого подхода были выявлены основные параметры, управляющие рассматриваемым классом течений, изучены эффекты вязко-невязкого взаимодействия, распространения возмущений давления и возникновения отрыва в ламинарном пограничном слое, построены автомодельные решения, рассмотрены задачи теплообмена. В то же время целый ряд наблюдаемых в опытах явлений еще не получил адекватного объяснения.

К таким явлениям относятся зоны аномально высокой плотности теплового потока на наветренной поверхности треугольных крыльев с затупленными передними кромками, обнаруженные в экспериментах [2–7]. В аэродинамической трубе Т-117 ЦАГИ проведены подробные исследования по влиянию на эти аномалии числа Маха, радиуса притупления и угла атаки [2, 4, 7]. В процессе этих исследований было выявлено наличие раннего ламинарно-турбулентного перехода, объяснить который в рамках обычных представлений не удавалось. К сожалению, набор инструментов экспериментальных исследований при гиперзвуковых числах Маха весьма ограничен; во всех этих работах изучались в основном поверхностные явления с помощью саже-масляного или термоиндикаторного покрытий или плоские теневые картины, которые не позволяют получить информацию о пространственной структуре течения и связать с нею наблюдаемые эффекты. С помощью термоанемометрических измерений развития возмущений при умеренных сверхзвуковых числах Маха удалось прояснить некоторые связанные с переходом вопросы, но получен-

ных данных оказалось недостаточно, чтобы разрешить проблему в целом [8].

Численное моделирование рассматриваемого течения проводилось в рамках параболизованных уравнений Навье–Стокса [9], уравнений Эйлера [10] и полных уравнений Навье–Стокса [11]. В работе [9] тепловое пятно, наблюдаемое на передней кромке крыла, было связано с перестройкой течения взрывного типа в окрестности вершины к режиму обтекания скользящей передней кромки. Была выдвинута гипотеза о появлении висячей ударной волны вследствие разворота потока, и с ней связана *S*-образная форма головной ударной волны и локальное возрастание теплового потока. Однако подробная визуализация течения теневым методом в исследованиях [7, 8, 10] не обнаружила висячей волны в переходной области. Рядом с плоскостью симметрии крыла решения параболизованных уравнений Навье–Стокса [9] выявили наличие интенсивного продольного вихря, который был связан с наблюдаемой здесь экспериментально зоной повышенной плотности тепловых потоков, но сам механизм этого явления прояснить не удалось. Следует отметить, что вихрь рядом с плоскостью симметрии обнаруживался и в решениях уравнений Эйлера [10], и было непонятно, каким образом чисто невязкое явление связано с вязким эффектом нагрева поверхности. Над средней по размаху частью наветренной поверхности крыла никаких особенностей структуры течения обнаружено не было, и причина возникновения здесь области повышенной плотности тепловых потоков, а также раннего ламинарно-турбулентного перехода оставалась неясной.

Анализ численных решений полных уравнений Навье–Стокса и Рейнольдса [11] выявил наличие над этой частью крыла второго интенсивного вихря (или двух вихрей) приблизительно продольной ориентации, пространственное положение которого можно было связать с локализацией зоны экстремального теплообмена. Сравнение с экспериментальными данными [7] теплопередачи в окрестности теплового пятна на передней кромке позволяло надеяться, что метод моделирования [11] удовлетворительно описывает рассматриваемое течение. Расчеты четко связывали появление теплового пятна на кромке с областью сужения области течения между ударной волной и передней кромкой, возникающей вследствие перестройки течения от взрывной эволюции в окрестности сферической вершины крыла к режиму обте-

кания скользящей передней кромки. Связанное с этим сужением гладкое торможение потока могло рассматриваться в качестве причины увеличения теплового потока. Однако ряд деталей оставался неясным, и ряд важных физических особенностей обтекания не удалось интерпретировать. В частности, не были проанализированы механизмы образования вихрей и их взаимодействия с пограничным слоем на крыле, а именно эти явления лежат в основе всех наблюдаемых экспериментально аномалий.

В настоящей работе проведено подробное исследование структуры течения около треугольного крыла в рамках численных решений полных уравнений Навье–Стокса для ламинарного режима, поскольку все отмеченные выше аномалии связаны именно с ламинарным участком течения. Анализ результатов расчетов совместно с многочисленными экспериментальными данными позволил выявить механизмы образования продольных вихрей, а также изучить взаимодействие вихрей с развивающимся пограничным слоем, что дало возможность выделить физические принципы формирования зоны повышенных тепловых потоков, а также возникновения раннего ламинарно-турбулентного перехода.

Постановка задачи

В настоящей работе рассмотрена задача гиперзвукового обтекания при условиях экспериментальных исследований в ударной трубе ЦАГИ УТ-1М [10, 12] треугольного крыла с углом стреловидности передних кромок $\chi = 75°$, толщиной 16 мм, радиусом затупления кромок и носка 8 мм, длиной $l = 570$ мм. Результаты численного моделирования представлены для числа Маха набегающего потока M = 6; единичного числа Рейнольдса $\mathrm{Re}_1 = 1{,}1556 \cdot 10^6\ \mathrm{м}^{-1}$, температуры торможения $T_0 = 750$ К, давления торможения $p_0 = 20$ атм, углов атаки $\alpha = 0$ и 10°. Общий вид крыла и используемая система декартовых координат с началом в центре сферического затупления носка показаны на рис. 1.

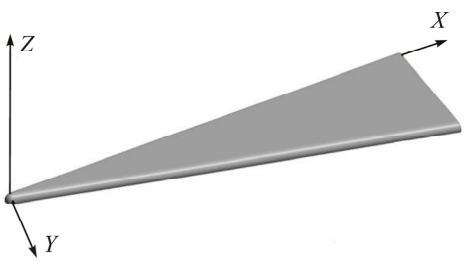


Рис. 1. Общий вид математической модели крыла

Предполагается, что течение описывается полными уравнениями Навье–Стокса для сжимаемого,

вязкого и теплопроводного совершенного газа, вязкость определяется законом Сазерленда. Поверхность крыла считалась изотермической с температурой $T_w = 290$ К; для скоростей на ней ставилось условие прилипания. На левой границе расчетной области фиксировались газодинамические параметры сверхзвукового однородного набегающего потока. На правой границе за крылом скорости были сверхзвуковыми и использовались «мягкие» условия, поскольку они не влияют на течение в расчетной области. Предполагалось, что течение симметрично относительно плоскости $Y = 0$, и для сокращения вычислительных ресурсов с использованием этого условия рассматривалась только половина расчетной области.

Метод решения

Для численной аппроксимации уравнений Навье–Стокса в декартовой системе координат использовался метод конечного объема и схема TVD с невозрастающей энтропией и ограничителем потока Барта–Джеперсена [13]. В настоящей работе для расчетов применялась реализация программы ANSYS CFX, обеспечивающая второй порядок точности аппроксимации по пространству и первый порядок по времени.

Для построения геометрической и сеточной моделей использовался пакет программ ANSYS ICEM CFD (лицензия ФАЛТ МФТИ). Размер расчетной области выбран так, чтобы головная ударная волна не пересекала внешнюю границу. Неструктурированная гексагональная сетка, состоящая из семи блоков, была построена с помощью блочного подхода, реализованного в модуле HEXA. Блоки с наименьшим шагом располагались у поверхности крыла и его вершины, чтобы разрешить температурный и динамический пограничные слои и область больших продольных градиентов параметров течения. В ортогональном поверхности крыла направлении сетка содержала 170 ячеек с фиксированной высотой пристеночных ячеек 0,0015 мм. В температурном пограничном слое около вершины крыла располагалось минимум 10 ячеек, и здесь была сосредоточена четверть всех расчетных узлов, что обеспечивало достаточное разрешение.

Для численного моделирования были использованы четыре сеточных модели с 2, 4, 10 и 50 млн узлов. Рассматриваемая стационарная задача решалась методом установления до сходимости по невязке

на каждой сетке, максимальная невязка потоков на границе расчетной области составляла 10^{-6}, а внутри области – 10^{-4}. Решение находилось в несколько этапов с последовательным переходом к более мелким сеткам. На первом этапе расчета использовалась сетка с 2 млн узлов, а в качестве начального приближения задавался равномерный поток. Это решение являлось начальным приближением для расчетов на сетке с 4 млн узлов, которое, в свою очередь, использовалось как начальное приближение для решения на сетке с 10 млн узлов. Окончательное решение получалось для сетки с 50 млн узлов, и все представленные результаты относятся именно к этой сеточной модели. Такой подход позволил существенно уменьшить время расчетов и достигнуть сходимости решения.

Численное моделирование распределений параметров на поверхности крыла

Распределения тепловых потоков на поверхности тел в гиперзвуковом потоке, а также предельных линий тока являются одними из основных результатов экспериментальных исследований в аэродинамических трубах и могут быть использованы для верификации численного моделирования. На рис. 2 представлено сравнение рассчитанного распределения теплового потока на поверхности крыла при $\alpha = 0°$ (верхняя часть рисунка) с экспериментальными данными, полученными в импульсной трубе УТ-1М ЦАГИ при примерно тех же условиях (нижняя часть рисунка).

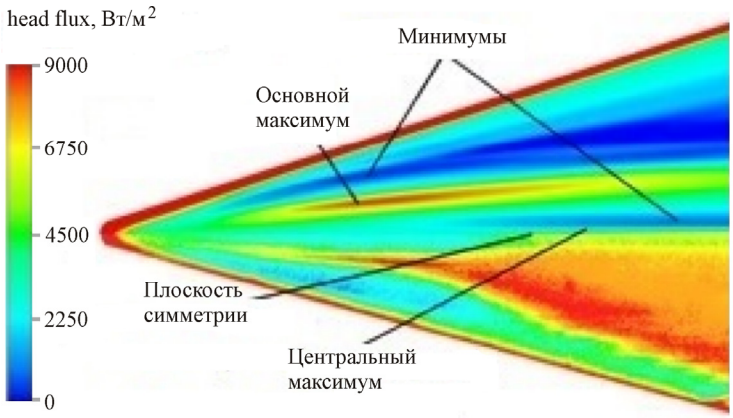


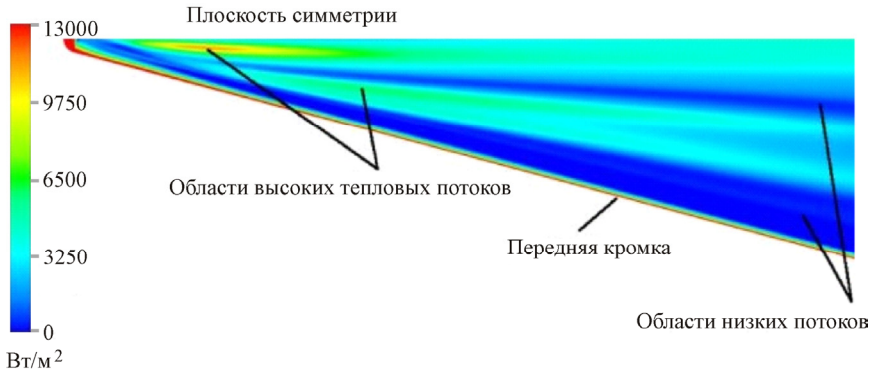
Рис. 2. Сравнение численного (верхняя часть) и экспериментального (нижняя часть) распределений теплового потока при $\alpha = 0°$

В средней части крыла отчетливо выделяются узкие области интенсивного теплообмена с максимальным тепловым потоком $Q \approx$ $\approx 8000\ldots9000$ Вт/м^2. Как показано ниже, эти аномалии расположены под вихрями в пограничном слое, оси которых относительно полос находятся ближе к кромке крыла и примерно следуют направлению их внешних границ. Следует отметить, что тепловой поток в таких аномалиях повышается в 3–4 раза, что сопоставимо с эффектом ламинарно-турбулентного перехода и может приводить к нежелательным последствиям на реальных летательных аппаратах. В эксперименте (нижняя часть) эта область завершается резким расширением, которое обусловлено ламинарно-турбулентным переходом, механизм которого объяснен в настоящей работе. Ниже по течению, возле оси симметрии, имеются другие области повышенного теплообмена с меньшими значениями теплового потока $Q \leq 6750$ Вт/м^2, которые связаны с двумя вытянутыми вдоль оси симметрии вихрями. Качественное согласие рассчитанных и экспериментальных распределений поверхностного теплообмена, по крайней мере до начала ламинарно-турбулентного перехода, позволяет надеяться на возможность исследования структур рассматриваемого течения с помощью численного моделирования.

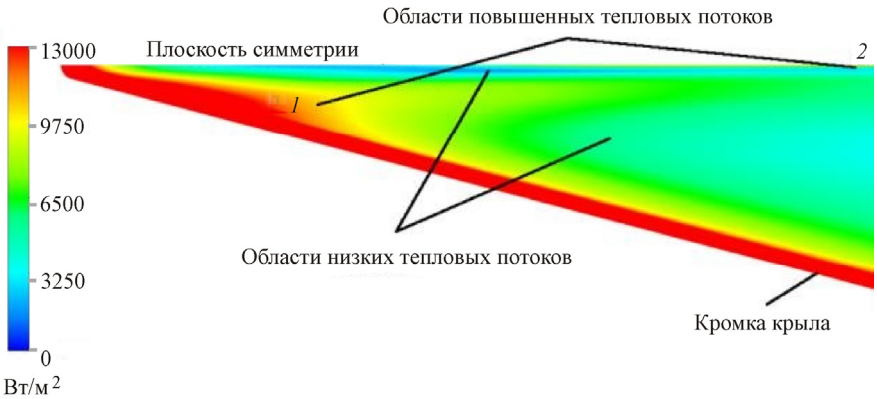
При увеличении угла атаки до $\alpha = 10°$ структура течения заметно изменяется, причем распределения тепловых потоков на подветренной, или нижней (рис. 3, *а*), и наветренной, или верхней (рис. 3, *б*), поверхностях крыла существенно различаются. На подветренной поверхности распределение теплового потока при $\alpha = 10°$ (см. рис. 3, *а*) отчасти похоже на соответствующее распределение при $\alpha = 0°$, но имеются качественные и количественные отличия. Область наиболее интенсивного теплового потока, подобная наблюдаемой в средней части крыла при $\alpha = 0°$, расположена ближе к плоскости симметрии, а максимальная величина теплового потока в ней возросла до 10 000–13 000 Вт/м^2, т.е. заметно больше, чем при отсутствии угла атаки. Ниже по течению и ближе к передней кромке имеется вторая область повышенного теплообмена, максимальный тепловой поток в которой ниже, чем в первой, и составляет около 6500 Вт/м^2.

Распределение теплового потока на наветренной поверхности крыла при $\alpha = 10°$ представлено на рис. 3, *б* и, как видно, существенно отличается от результатов расчета для нижней поверхности. Широкая зона *1* наиболее интенсивного теплового потока с максимальной вели-

чиной 10 000–13 000 Вт/м^2 расположена в передней части крыла у самой кромки, начиная от вершины. Граница этой области на большом протяжении примерно параллельна плоскости симметрии. Зона повышенного теплообмена *2* около плоскости симметрии меньшей интенсивности расположена значительно ниже по течению, как при $\alpha = 0°$.



а

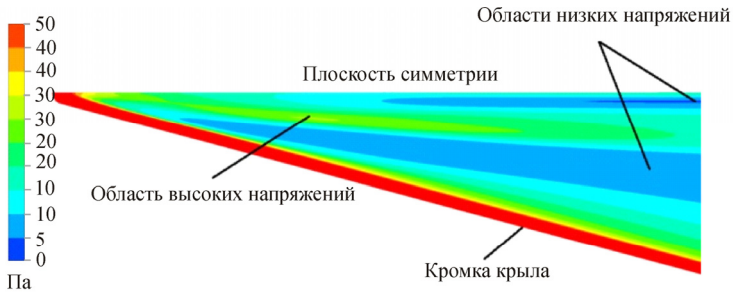


б

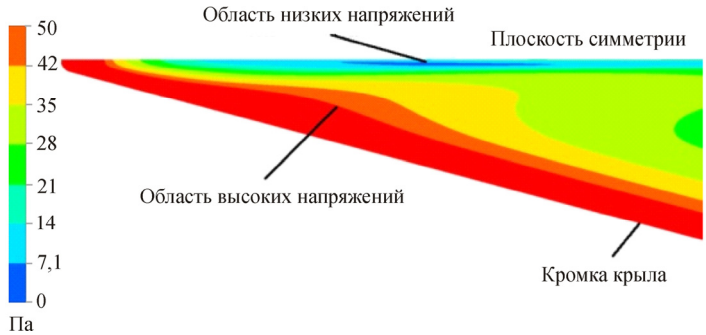
Рис. 3. Распределение теплового потока на крыле при $\alpha = 10°$:
а – подветренная поверхность; *б* – наветренная поверхность

На рис. 4, *а* и *б* приведены распределения продольного трения на наветренной поверхности крыла при $\alpha = 0°$ (см. рис. 4, *а*) и $\alpha = 10°$ (см. рис. 4, *б*). Сравнение рис. 4, *а* с верхней частью рис. 2 и рис. 4, *б* с рис. 3, *б* указывает на наличие некоторого качественного подобия распределений теплового потока и продольного трения на крыле. Однако сравнение результатов расчета распределений теплового потока

(рис. 5, *а*) и поперечного трения (рис. 5, *б*) на поверхности крыла при $\alpha = 0°$ в отдельных сечениях показывает, что подобие связано с образованием областей экстремальных значений этих величин в средней части крыла, но области максимума поперечного трения и теплового потока смещены относительно друг друга в поперечном направлении примерно на $\Delta Y = 0{,}1b(X)$, где $b(X)$ – полуширина крыла в данном сечении. Тем не менее эти результаты свидетельствуют о наличии вязкого механизма повышения теплообмена на стенке, связанного с ростом локального трения, который может быть обусловлен взаимодействием вихря с пограничным слоем.



а

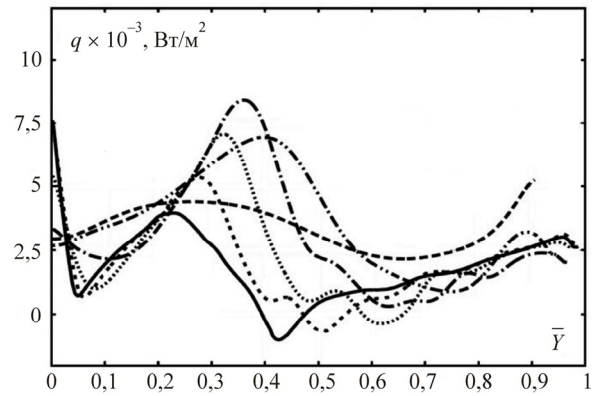


б

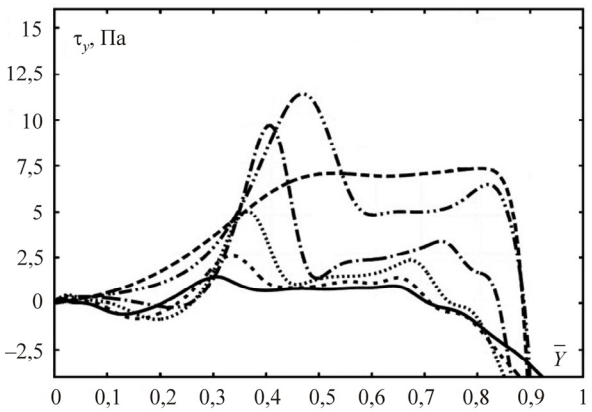
Рис. 4. Распределения продольного напряжения трения на наветренной поверхности крыла при $\alpha = 0°$ (*а*) и $\alpha = 10°$ (*б*)

По осям абсцисс на рис. 5, *а* и *б* отложена безразмерная поперечная координата $\bar{Y} = Y/b(X)$. По оси ординат на рис. 5, *а* представлены распределения размерного теплового потока $q(\bar{Y})$ в сечениях $X = 0{,}12$;

0,22; 0,32; 0,42; 0,52 м в единицах Вт/м^2, а на рис. 5, *б* – распределения в тех же сечениях поперечного напряжения трения $\tau_y\left(\overline{Y}\right)$. Максимальное значение этих величин достигается примерно в сечении $X = 0{,}2$ м и соответствует $\overline{Y} = 0{,}4$ для теплового потока и $\overline{Y} = 0{,}5$ для трения. Следует отметить значительное (в 3–4 раза) повышение теплового потока по сравнению с фоновым средним значением в пограничном слое, что сопоставимо с его ростом при ламинарно-турбулентном переходе. Именно это обстоятельство делает это явление весьма важным в практических приложениях, особенно при больших числах Маха.



а



б

Рис. 5. Распределения удельного теплового потока $q\left(\overline{Y}\right)$ (*а*) и поперечного трения $\tau_y\left(\overline{Y}\right)$ (*б*) на поверхности крыла при $\alpha = 0°$ в сечениях X: – 0,07 м; – 0,12 м; – 0,22 м; – 0,32 м; – 0,42 м; – 0,52 м

Представленные результаты демонстрируют весьма сложный характер распределений характеристик вязкого обтекания крыла на его поверхности, который к тому же значительно изменяется при повышении угла атаки. Понять причины таких распределений удалось только с помощью анализа тонкой структуры пространственного течения при появлении возможности его расчетов с высоким разрешением.

Результаты расчетов пространственной структуры течения

В настоящей работе рассматриваются физические особенности гиперзвукового течения, которые формируются на подветренной поверхности крыла и имеют место в достаточно широком диапазоне углов атаки, как показывают результаты расчетов на рис. 2–5. Рассмотренные выше поверхностные аномалии могут быть объяснены в результате анализа пространственной структуры течения, которую мы подробно рассмотрим для угла атаки $\alpha = 0°$.

Общий вид линий тока и структуры течения в поперечном сечении $X = 0{,}1$ м представлен на рис. 6. Это сечение располагается над началом области повышения теплового потока, распределение которого на поверхности показано в нижней части рисунка. Темно-синяя полоса в сечении соответствует вязкому ударному слою с высокотемпературным газом, сформировавшемуся в окрестности вершины крыла. Заметим, что в пограничном слое около поверхности температура газа в этом сечении существенно ниже, чем в энтропийном слое. Обратим внимание на куполообразную структуру поперечного течения: расширение области энтропийного и пограничного слоев к плоскости симметрии течения, которое связано с взрывным характером обтекания сферического носка гиперзвуковым потоком, и ее сужение в зоне перехода к обтеканию плоской поверхности крыла со скользящими передними кромками. Следует отметить, что такую куполообразную пространственную форму имеет и ударная волна. Область под куполом расширяется в боковом направлении в соответствии с поведением характеристик в невязком потоке. Отчетливо видно, что в этом сечении уже полностью сформировались три вихря с приблизительно продольной ориентацией осей; начало их формирования расположено в окрестности вершины крыла.

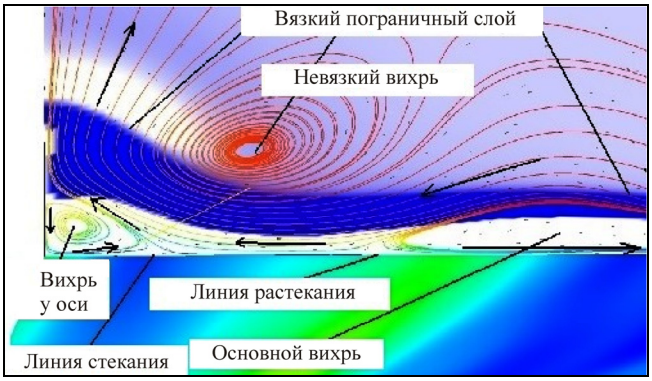


Рис. 6. Структура течения над поверхностью крыла
в сечении $X = 0{,}1$ м; $\alpha = 0°$

Выше пограничного слоя, в невязкой области, образуется интенсивный вихрь с вращением по часовой стрелке, который обнаруживается также в решениях уравнений Эйлера и параболизованных уравнений Навье–Стокса [9, 10], причем в этих решениях он расположен ближе к плоскости симметрии вследствие отсутствия вытесняющего действия пограничного слоя. Появление этого вихря обусловлено утолщением энтропийного слоя к плоскости симметрии, т.е. его куполообразной формой, и связанным с этим невязким эффектом положительным градиентом давления и торможением потока в этом направлении.

В вязком пограничном слое существуют два вращающихся против часовой стрелки вихря, которые обнаруживаются только в решениях уравнений Навье–Стокса, поскольку вязкая диффузия около оси этих вихрей имеет трехмерный характер. Центральный вихрь расположен у самой плоскости симметрии, его формирование связано с необходимостью выполнения условий симметрии внутри вязкой области, которая описывается уравнениями Навье–Стокса. Уравнения пограничного слоя в плоскости симметрии треугольного крыла имеют особенность [14]. Интенсивность этого вихря мала, и повышение теплового потока под ним незначительно.

Второй (основной, или главный) вихрь расположен в средней по размаху части крыла. Из анализа результатов расчетов следует, что формирование этого вихря происходит на удалении примерно 0,078 м (около 10 радиусов затупления) от вершины крыла, под воздействием двух противоположных тенденций: заторможенного вследствие су-

жения области невязкого течения в ударном слое по направлению к плоскости симметрии, связанного с наличием угла стреловидности передней кромки; вязкого течения от плоскости симметрии к кромке в пристеночной области пограничного слоя, обусловленного индуцированным неблагоприятным поперечным градиентом давления. В результате роста толщины пограничного слоя и диффузионного поглощения ударного слоя вязким течением эти две области с противоположным направлением скорости сближаются, и при $X \geq 0{,}07$ м в результате их взаимодействия формируется закрученное течение. Этот процесс поясняет рис. 7, на котором представлены линии тока пространственного течения около вершины крыла.

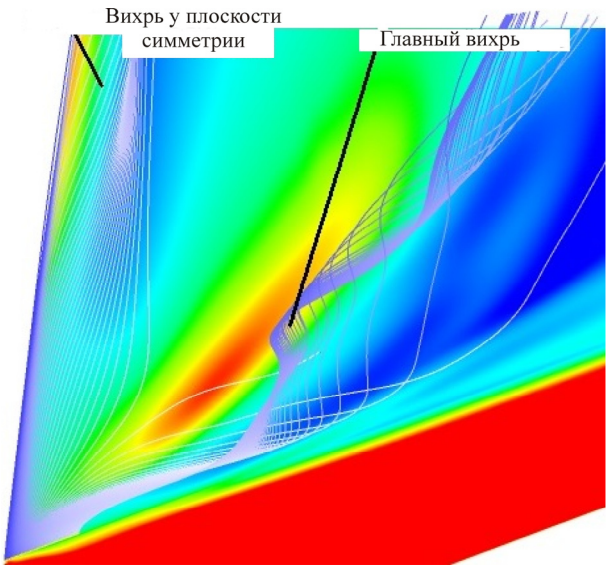


Рис. 7. Вихревая структура линий тока над поверхностью крыла $\alpha = 0°$

На рис. 8 приведены линии тока поперечного течения и распределение энтропии в сечении X = 0,2 м, приблизительно соответствующем максимуму теплового потока на поверхности. Из этих данных, а также распределений теплового потока и поперечного трения (см. рис. 5) следует, что образованная вихрем линия растекания на поверхности (точка торможения поперечного течения) расположена на границе области интенсивного теплообмена $\overline{Z}_c \approx 0{,}28$. Точка максимального теплового потока находится между этой точкой и положени-

ем центра вихря. Можно видеть, что в отличие от начала области повышения теплового потока (см. рис. 6) здесь наиболее высокоэнтропийный газ расположен прямо над этой точкой и максимально близко к поверхности.

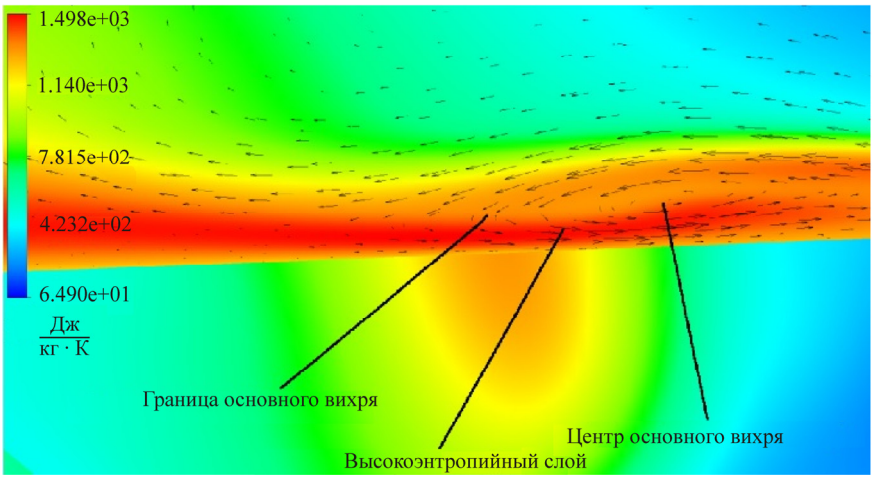


Рис. 8. Линии тока и распределение энтропии в сечении над точкой максимального теплового потока на поверхности: $X = 0{,}2$ м, $\alpha = 0°$

Положение максимума теплообмена соответствует максимальной интенсивности вихря и максимальным поперечным и продольным касательным напряжениям вдоль оси вихря, что демонстрируют профили поперечной (W) и продольной (U) скоростей в пограничном слое, представленные на рис. 9. После образования вихря в сечении $X \approx 0{,}078$ м его интенсивность возрастает, на что указывают профили поперечной скорости, и достигает максимума в сечении, соответствующем максимальному теплообмену на поверхности $X \approx 0{,}2$ м. Профиль продольной скорости в этом сечении становится полностью пологим на оси вихря, а поперечная скорость вблизи стенки достигает максимального значения $W \approx 110$ м/с, которое примерно в 10 раз меньше продольной скорости. После прохождения сечения $X \approx 0{,}2$ м вихрь начинает ослабевать, поперечная скорость в пограничном слое уменьшается, а профиль продольной скорости становится всё более наполненным, но точка перегиба на нем не исчезает, что является весьма важным обстоятельством для понимания образующейся физической структуры течения.

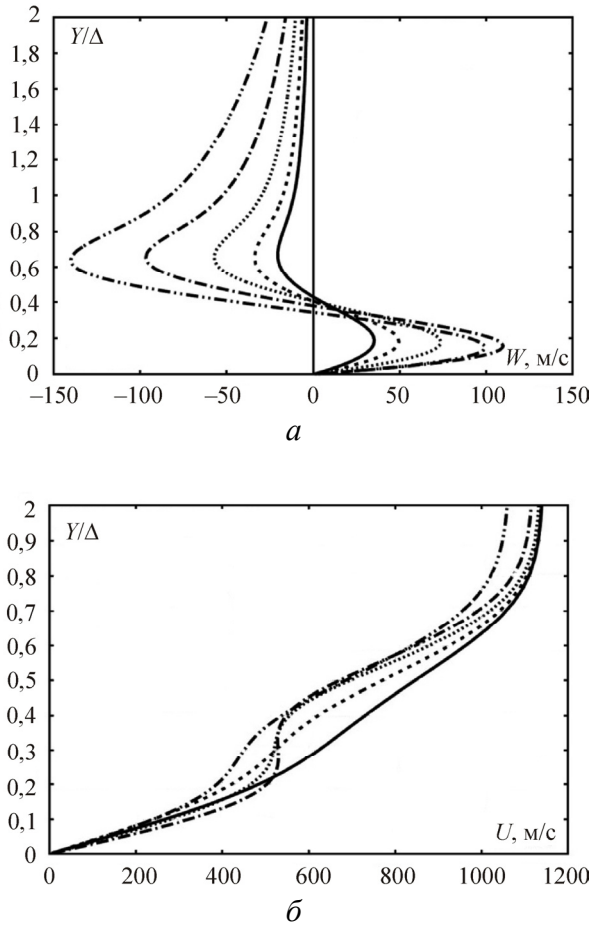


Рис. 9. Профили поперечной (*а*) и продольной (*б*) составляющих скорости вдоль оси вихря при $\alpha = 0°$ в сечениях *X*: 0,12 м; 0,22 м; 0,32 м; 0,42 м; 0,52 м

Обсуждение результатов расчетов

Процессы образования и развития главного и центрального вихрей обсуждены в предыдущем разделе. Центральный вихрь формируется при торможении поперечного течения в пограничном слое в окрестности плоскости стекания. Основной вихрь образуется под воздействием поперечного градиента давления, обусловленного куполообразной структурой течения и ударной волны, а также вязко-невязкого взаимодействия. Полученные в процессе численного моделирования

результаты позволяют также определить физические механизмы, лежащие в основе двух основных экспериментальных эффектов: образование области повышенного теплообмена и развитие раннего ламинарно-турбулентного перехода в средней части крыла.

Прежде всего следует отметить, что изменение теплового потока более чем в три раза, как показывают его распределения на рис. 5, *а*, невозможно объяснить наличием точки торможения поперечного течения. Энтальпию h или температуру T в пристеночной области пограничного слоя можно определить соотношением $h = c_p T = H_0 - \frac{1}{2}\left(U^2 + W^2 + v^2\right)$, где H_0 – полная энтальпия. Нормальная скорость v в пограничном слое на порядок меньше поперечной скорости W, которая, в свою очередь, в 10 раз меньше продольной скорости U. В связи с этим обращение в ноль поперечной скорости на линии растекания может изменить тепловой поток только на проценты.

Второй параметр, который напрямую влияет на величину теплового потока на стенке, – продольное напряжение трения, и выше было отмечено подобие распределений продольного трения и тепловых потоков на крыле на рис. 3 и 4. Поперечное напряжение трения в оценках можно не учитывать, поскольку оно на порядок меньше продольного. Поскольку наибольшая деформация профиля продольной скорости и возрастание ее нормальной производной происходят вдоль оси вихря, а на его периферии существенно ослабевают, то согласно гипотезе подобия продольного трения и теплообмена следовало бы ожидать, что максимальный тепловой поток должен быть связан с осью вихря. Однако представленные выше результаты показывают, что он удален от нее и расположен ближе к линии растекания.

Подробный анализ пространственной структуры течения показал, что в начальный период образования и развития вихря наиболее горячий газ располагается в ударном слое на внешней границе пограничного слоя, как показывает рис. 6. Вихрь захватывает этот горячий газ и в процессе эволюции вниз по течению переносит его к поверхности за половину оборота вокруг оси, что демонстрирует рис. 8. Внутри вихря, справа от линии растекания, горячий газ прижимается к стенке, где и формируется область повышенных тепловых потоков. Слева от линии растекания вертикальная скорость положительна и течение направлено к внешней границе – здесь тепловой поток не растет. Таким

образом, появление зоны экстремального теплового потока обусловлено конвективным переносом вихрем горячего газа с повышенной полной энтальпией из ударного слоя за почти прямым скачком перед носовой частью к поверхности крыла. Этот вывод согласуется и с приведенным выше соотношением для распределения температуры, из которого следует, что на стенке $T_Y \sim H_{0Y}$, т.е. изменение теплового потока прямо связано с повышением локальной полной энтальпии.

Другим результатом взаимодействия вихря с пограничным слоем является образование профиля скорости, похожего на профиль скорости внутри закрученной струи, или вихря в продольном потоке газа. Профиль продольной скорости внутри пограничного слоя имеет точку перегиба и даже становится пологим вблизи максимума интенсивности вихря ($X \approx 0{,}2$ м). Такой профиль скорости является неустойчивым относительно невязкой моды Рэлея, что провоцирует существенно более ранний ламинарно-турбулентный переход, нежели волны Толлмина–Шлихтинга. Профиль же поперечной скорости имеет *S*-образную форму вдоль оси вихря, что приводит к возбуждению волн поперечной неустойчивости (cross-flow instability), которые также вызывают более ранний переход. Наблюдаемое экспериментально явление (нижняя часть рис. 2) очень напоминает один из сценариев разрушения ламинарного вихря, связанный с развитием в нем неустойчивых возмущений и переходом к турбулентному течению. Какой из механизмов перехода приводит к такому явлению при каждом конкретном наборе параметров, Рэлея или поперечной неустойчивости, может быть выяснено только в результате анализа гидродинамической устойчивости рассматриваемого течения, что выходит за рамки настоящей работы.

Заключение

На основе численного моделирования с помощью комплекса программ ICEM CFX исследована структура ламинарных гиперзвуковых течений вязкого газа около треугольного крыла с затупленными передними кромками. Вычисления проведены при экспериментальных условиях в ударной трубе УТ-1М ЦАГИ при числе Маха M = 6 и единичном числе Рейнольдса $\mathrm{Re}_{1,\infty} = 1{,}1556 \cdot 10^6$ м$^{-1}$ при углах атаки 0 и 10°. Рассчитанные распределения тепловых потоков качественно согласуются с экспериментальными данными.

Обнаруженные экспериментально полосы повышенных тепловых потоков вблизи плоскости симметрии и в средней части поверхности крыла обусловлены образованием продольных вихревых структур. Вихри имеют различную природу: вихрь у плоскости симметрии определяется условиями торможения течения, а главный вихрь – взаимодействием течения в пристеночной области пограничного слоя, направленного от плоскости симметрии, с противоположно направленным течением во внешней части вязкой области от кромки крыла. Вихри обусловлены взаимодействием вязкой и невязкой областей течения и получаются только при численном моделировании на основе уравнений Навье–Стокса; в решениях уравнений Эйлера и параболизованных уравнений Навье–Стокса они не обнаруживались. Полученный в этих решениях вихрь у плоскости симметрии имеет чисто невязкую природу.

Представленные результаты показывают, что в отличие от двумерных течений, где взаимодействие ударного и пограничного слоев определяется диффузионным процессом поглощения первого, в пространственных течениях возможен конвективный перенос горячего газа из ударного слоя в вязкую пристеночную область в вихрях. Получено, что образование зон повышенных тепловых потоков в средней части крыла связано с конвективным переносом вихрем горячего газа из ударного слоя к поверхности.

Взаимодействие вихря с пограничным слоем приводит к образованию точки перегиба на профиле продольной скорости и развитию неустойчивости Рэлея. Профиль поперечной скорости в пограничном слое вдоль оси вихря имеет *S*-образную форму, что приводит к возбуждению неустойчивых поперечных волн. Оба эти явления ведут к возникновению раннего ламинарно-турбулентного перехода и разрушению вихря, что объясняет экспериментально наблюдаемые явления.

Работа выполнена при поддержке гранта Российского фонда фундаментальных исследований № 15-01-03615.

Библиографический список

1. Асимптотическая теория сверхзвуковых течений вязкого газа / В.Я. Нейланд, В.В. Боголепов, Г.Н. Дудин, И.И. Липатов. – М.: Физматлит, 2004. – 455 с.

2. Кондратьев И.А., Юшин А.Я. О локальном увеличении теплового потока на нижней поверхности треугольного крыла с затупленными передними кромками // Аэротермодинамика воздушно-космических систем: сб. докл. шк.-семинара ЦАГИ «Механика жидкости и газа». – М., 1990. – Т. 1. – С. 167–175.

3. Аномальный теплообмен на наветренной стороне треугольного крыла с затупленным носком при гиперзвуковом обтекании / О.И. Губанова, Б.А. Землянский, А.Б. Лесин, В.В. Лунев, А.Н. Никулин, А.В. Сюсин // Аэротермодинамика воздушно-космических систем: сб. докл. шк.-семинара ЦАГИ «Механика жидкости и газа». – М., 1990. – Т. 1. – С. 188–196.

4. Ковалева Н.А., Колина Н.П., Юшин А.Я. Экспериментальное исследование теплообмена и ламинарно-турбулентного перехода на моделях треугольного полукрыла с затупленной передней кромкой в сверхзвуковом потоке // Уч. записки ЦАГИ. – 1993. – Т. XXIV, № 3. – С. 46–52.

5. Лесин А.Б., Лунев В.В. О пиковых тепловых потоках на треугольной пластине с притупленным носком в гиперзвуковом потоке // Известия РАН. МЖГ. – 1994. – № 2. – С. 131–137.

6. Лунев В.В. Течение реальных газов с большими скоростями. – М.: Физматлит, 2007. – 760 с.

7. Экспериментальное исследование особенностей аэродинамического нагревания треугольного крыла при больших числах Маха / В.Н. Бражко, А.В. Ваганов, Г.Н. Дудин, Н.А. Ковалева, И.И. Липатов, А.С. Скуратов // Труды МФТИ. – 2009. – Т. 3. – С. 58–67.

8. Экспериментальное исследование структуры течения и перехода в пограничном слое треугольного крыла с затупленными передними кромками при числах Маха 2, 2,5 и 4 / А.В. Ваганов, Ю.Г. Ермолаев, А.Д. Косинов, Н.В. Семенов, В.И. Шалаев // Труды МФТИ. – 2013. – Т. 5, № 3. – С. 164–173.

9. Тонкая треугольная пластина с притупленным носком в вязком гиперзвуковом потоке / В.И. Власов, А.Б. Горшков, Р.В. Ковалев, В.В. Лунев // Известия РАН. МЖГ. – 2009. – № 4. – С. 134–145.

10. Расчетно-экспериментальное исследование структуры течения около наветренной поверхности затупленного треугольного крыла / В.Н. Бражко, А.В. Ваганов, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко, С.В. Чернов // Модели и методы аэродинамики: материалы одиннадцатой

Междунар. шк.-семинара / Моск. центр непрерывн. матем. образования. – М., 2011. – С. 28–29.

11. Моделирование особенностей обтекания наветренной стороны треугольного крыла с затупленными передними кромками на основе численного решения уравнений Навье–Стокса / В.Н. Бражко, А.В. Ваганов, В.Я. Нейланд, М.А. Стародубцев, В.И. Шалаев // Труды МФТИ. – 2013. – Т. 5, № 2. – С. 13–22.

12. Александров С.В., Ваганов А.В., Шалаев В.И. Физические механизмы возникновения зон повышенных тепловых потоков и раннего ламинарно-турбулентного перехода в гиперзвуковом пограничном слое на треугольном крыле с затупленными передними кромками // Модели и методы аэродинамики: материалы четырнадцатой Междунар. шк.-семинара / Моск. центр непрерывн. матем. образования. – М., 2014. – С. 13–14.

13. Barth T.J., Jespersen D.C. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes // AIAA. – 1989. – Paper 89-0366.

14. Шалаев В.И. Применение аналитических методов в современной аэромеханике. Ч. 1. Теория пограничного слоя. – М.: Изд-во МФТИ, 2010. – 300 с.

References

1. Neyland V.Ya., Bogolepov V.V., Dudin G.N., Lipatov I.I. Asimptoticheskaya teoriya sverkhzvukovykh techeniy vyazkogo gaza [Asymptotic theory of supersonic flows of viscous gas]. Moscow: Fizmatlit, 2004. 455 p.

2. Kondratev I.A., Yushin A.Ya. O lokalnom uvelichenii teplovogo potoka na nizhney poverkhnosti treugolnogo kryla s zatuplennymi perednimi kromkami [On local increasing heat flux on bottom side of delta wing with blunted leading edges]. *Sbornik dokladov shkoly-seminara Tsentralnogo aerogidrodinamicgeskogo institute “Mekhanika zhidkosti i gaza”“Aerotermodinamika vozdushno-kosmicheskikh system”*, 1990, vol. 1, pp. 167-175.

3. Gubanova O.I., Zemlyanskiy B.A., Lesin A.B., Lunev V.V., Nikulin A.N., Syusin A.V. Anomalnyy teploobmen na navetrennoy storone treugolnogo kryla s zatuplennym noskom pri giperzvukovom obtekanii [Anomal heat exchange on windward side of delta wing with blunted nose in hypersonic flow]. *Sbornik dokladov shkoly-seminara Tsentralnogo aerogidrodinamicgeskogo instituta “Mekhanika zhidkosti i gaza” “Aerotermodinamika vozdushno-kosmicheskikh system”*, 1990, vol. 1, pp. 188-196.

4. Kovaleva N.A., Kolina N.P., Yushin A.Ya. Eksperimentalnoe issledovanie teploobmena i laminarno-turbulentnogo perekhoda na modelyakh treugolnogo polukryla s zatuplennoy peredney kromkoy v sverkhzvukovom potoke [Experimental research of heat exchange and laminar turbulent transition on delta wing models with blunted leading edges in supersonic flow]. *Uchenye zapiski Tsentralnogo aerogidrodinamicgeskogo instituta*, 1993, vol. 24, no. 3, pp. 46-52.

5. Lesin A.B., Lunev V.V. O pikovykh teplovykh potokakh na truegolnoy plastine s prituplennym noskom v giperzvukovom potoke [On peak heat fluxes on triangular plate with blunted nose in hypersonic flow]. *Izvestia Rossiyskoy akademii nauk. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1994, no. 2, pp. 131-137.

6. Lunev V.V. Techenie realnykh gazov s bolshimi skorostyami [Real gas flow with high velocity]. Moscow: Fizmatlit, 2007. 760 p.

7. Brazhko V.N., Vaganov A.V., Dudin G.N., Kovaleva N.A., Lipatov I.I., Skuratov A.S. Eksperimentalnoe issledovanie osobennostey aerodinamicheskogo nagrevaniya treugolnogo kryla pri bolshikh chislakh Makha [Experimental research of heating delta wing at high Mach numbers]. *Trudy Moskovskogo fiziko-tekhnicheskogo instituta*, 2009, vol. 3, pp. 58-67.

8. Vaganov A.V., Ermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semenov N.V., Shalaev V.I. Eksperimentalnoe issledovanie struktury techeniya i perekhoda v pogranichnom sloe treugolnogo kryla s zatuplennymi perednimi kromkami pri chislakh Makha 2, 2,5 i 4 [Experimental research of flow structure and transition in boundary layer of delta wing with blunted leading edges at Mach numbers 2, 2,5 and 4]. *Trudy Moskovskogo fiziko-tekhnicheskogo instituta*, 2013, vol. 5, no. 3, pp. 164-173.

9. Vlasov V.I., Gorshkov A.B., Kovalev R.V., Lunev V.V. Tonkaya treugolnaya plastina s prituplennym noskom v vyazkom giperzvukovom potoke [Thin triangle plate with blunted noise in viscous hypersonic flow]. *Izvestia Rossiyskoy akademii nauk. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 2009, no. 4, pp. 134-145.

10. Brazhko V.N., Vaganov A.V., Mosharov V.E., Radchenko V.N., Chernov S.V. Raschetno-eksperimentalnoe issledovanie struktury techeniya okolo navetrennoy poverkhnosti zatuplennogo treugolnogo kryla [Experimental and estimated research of flow structure over windward side of blunted delta wing]. *Materialy odinnadtsatoy Mezhdunarodnoy shkoly-*

seminara "Modeli i metody aerodinamiki". Moskovskiy tsentr nepreryvnogo matematicheskogo obrazovaniya, 2011, pp. 28-29.

11. Brazhko V.N., Vaganov A.V., Neyland V.Ya., Starodubtsev M.A., Shalaev V.I. Modelirovanie osobennostey obtekaniya navetrennoy storony treugolnogo kryla s zatuplennymi perednimi kromkami na osnove chislennogo resheniya uravneniy Nave–Stoksa [Simulation of flow over windward side of delta wing with blunted leading edges based on numerical solution of Navier-Stokes equation]. *Trudy Moskovskogo fiziko-tekhnicheskogo instituta*, 2013, vol. 5, no. 2, pp. 13-22.

12. Aleksandrov S.V., Vaganov A.V., Shalaev V.I. Fizicheskie mekhanizmy vozniknoveniya zon povyshennykh teplovykh potokov i rannego laminarno-turbulentnogo perekhoda v giperzvukovom pogranichnom sloe na treugolnom kryle s zatuplennymi perednimi kromkami [Mechanisms of high heat flux appearance and early laminar turbulent transition in transient boundary layer on delta wing with blunted leading edges]. *Materialy chetyrnadtsatoy Mezhdunarodnoy shkoly-seminara "Modeli i metody aerodinamiki"*. Moskovskiy tsentr nepreryvnogo matematicheskogo obrazovaniya, 2014, pp. 13-14.

13. Barth T.J., Jespersen D.C. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes. *AIAA*, 1989, Paper 89-0366.

14. Shalaev V.I. Primenenie analiticheskikh metodov v sovremennoy aeromekhanike. Chast 1. Teoriya pogranichnogo sloya [Application of analytical methods in modern aeromechanics. Part 1. Boundary-layer theory]. Moskovskiy fiziko-tekhnicheskiy institute. 2010. 300 p.

Об авторах

Александров Сергей Васильевич (Жуковский, Россия) – инженер отделения № 8 Центрального аэрогидродинамического института (140180, г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1, e-mail: splavgm@gmail.com); аспирант Московского физико-технического института (государственного университета) (140182, г. Жуковский, ул. Гагарина, д. 16).

Ваганов Александр Викторович (Жуковский, Россия) – заместитель начальника отделения № 8 Центрального аэрогидродинамического института (140180, г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1, e-mail: alexvaganov@yandex.ru).

Шалаев Владимир Иванович (Жуковский, Россия) – доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник отделения

№ 8 Центрального аэрогидродинамического института (140180, г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1, e-mail: vi.shalaev@yandex.ru); профессор кафедры информатики и вычислительной математики Московского физико-технического института (государственного университета) (140182, г. Жуковский, ул. Гагарина, д. 16).

About the authors

Sergey V. Alexandrov (Zhukovsky, Russian Federation) – Engineer of Department No. 8, Central Aerohydrodynamic Institute (1, Zhukovsky st., Zhukovsky, 140180, Russian Federation, e-mail: splavgm@gmail.com); Postgraduate Student, Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (16, Gagarin st., Zhukovsky, 140182, Russian Federation).

Alexandr V. Vaganov (Zhukovsky, Russian Federation) – Vice-chief of Department No. 8, Central Aerohydrodynamic Institute (1, Zhukovsky st., Zhukovsky, 140180, Russian Federation, e-mail: alexvaganov@yandex.ru).

Vladimir I. Shalaev (Zhukovsky, Russian Federation) – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Leading Researcher of Department No. 8, Central Aerohydrodynamic Institute (1, Zhukovsky st., Zhukovsky, 140180, Russian Federation, e-mail: vi.shalaev@yandex.ru); Professor, Department of Computer Sciences and Numerical Mathematics, Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (16, Gagarin st., Zhukovsky, 140182, Russian Federation).

Получено 12.04.2016