

Math-Net.Ru

Общероссийский математический портал

Л. А. Бендерский, Д. А. Любимов, А. О. Честных, Б. М. Шабанов, А. А. Рыбаков, Исследование RANS/ILES-методом влияния спутного ветра на течение в горячей нерасчетной сверхзвуковой аэродромной струе при взаимодействии ее с газоотбойником, *TBT*, 2018, том 56, выпуск 2, 261–269

DOI: <https://doi.org/10.7868/S004036441802014X>

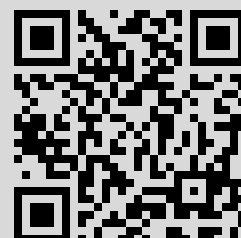
Использование Общероссийского математического портала Math-Net.Ru подразумевает, что вы прочитали и согласны с пользовательским соглашением

<http://www.mathnet.ru/rus/agreement>

Параметры загрузки:

IP: 77.37.247.14

20 мая 2018 г., 15:08:17



УДК 533.695.7

ИССЛЕДОВАНИЕ RANS/ILES-МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ СПУТНОГО ВЕТРА НА ТЕЧЕНИЕ В ГОРЯЧЕЙ НЕРАСЧЕТНОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ АЭРОДРОМНОЙ СТРУЕ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ЕЕ С ГАЗООТБОЙНИКОМ

© 2018 г. Л. А. Бендерский^{1,*}, Д. А. Любимов^{1,**}, А. О. Честных^{1,***},
Б. М. Шабанов², А. А. Рыбаков²

¹ФГУП “Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова”, Москва, Россия

²Межведомственный суперкомпьютерный центр РАН, Москва, Россия

*E-mail: Leosun.ben@gmail.com,

**E-mail: lyubimov@ciam.ru,

***E-mail: a.o.chestnyh@gmail.com

Поступила в редакцию 12.07.2016 г.

С помощью RANS/ILES-метода исследовано влияние скорости спутного ветра на течение в нерасчетной сверхзвуковой аэродромной струе из биконического сопла и ее взаимодействие с газотбойником. Сформулированы условия на внешней границе расчетной области для задачи взаимодействия струи с газотбойником. Расчеты проводились в МСЦ РАН на суперкомпьютере МВС-10П. Описаны особенности распараллеливания метода на суперкомпьютере современной архитектуры. Полная температура струи на входе в сопло была $T_0 = 1050$ К и $\pi_c = 4$. Скорость ветра менялась в диапазоне 0–20 м/с. Исследовано два положения газотбойника: на расстоянии 5 и 15 диаметров D_e выходного сечения сопла. Расчетные сетки содержали $(6.33–8.53) \times 10^6$ ячеек. Получены поля параметров течения и их турбулентных пульсаций около струи. Определены размеры “зон безопасности” для людей и техники по температуре, пульсациям давления и скорости около поверхности аэдрома. Установлено влияние скорости ветра на размеры и форму этих зон. Представлены распределения давления, температуры и их пульсаций по высоте газотбойника в зависимости от его положения и скорости ветра.

DOI: 10.7868/S004036441802014X

ВВЕДЕНИЕ

Задача о натекании струи на преграду часто встречается в различных технических приложениях, и это является причиной ее активного исследования. В большинстве случаев рассматривается взаимодействие свободной струи с расположенной под тем или иным углом к ее оси преградой большого размера, что позволяет пренебречь краевыми эффектами. Значительно более сложной задачей является изучение распространения турбулентных струй вдоль твердой поверхности и их взаимодействие с преградами (дефлекторы, газотбойники), размеры которых сопоставимы с поперечным размером струи. Но именно такие ситуации наиболее близки к реальным условиям. Большую практическую значимость представляет изучение взаимодействия высокоскоростных реактивных струй турбореактивных двигателей (ТРД) с газотбойниками. Подобные задачи возникают, когда самолет с работающим двигателем находится на аэродроме около газотбойника, а для

палубной авиации — при старте самолета. В этих случаях точное описание течения в реактивных струях ТРД вызвано необходимостью знать размеры зоны безопасного нахождения людей и техники на аэродроме, вне которой температура, уровень пульсаций давления или скорость в струе не превышают заданного значения [1]. Особенно актуальна эта задача для палубной авиации вследствие ограниченных размеров палубы, необходимости работы в ночных условиях и большой интенсивности взлета самолетов.

Следует отметить, что течение в круглой струе, распространяющейся вдоль твердой поверхности, развивается иначе, чем в свободной струе: наблюдается значительное трансверсальное растекание струи вдоль поверхности [1–5]. Методы RANS (Reynolds Averaged Navies–Stokes) с традиционными моделями турбулентности даже качественно не моделируют этот процесс [6]. В задаче взаимодействия выхлопной струи ТРД с газотбойником важно знать не только размеры зон безопасности

по различным параметрам на поверхности аэродрома, но и нестационарные характеристики течения: уровень турбулентных пульсаций давления и температуры на поверхности аэродрома или палубе корабля и на газоотбойнике. Решение указанной задачи возможно только с помощью вихреразрешающих методов [7], в которых явным образом разрешаются турбулентные вихри.

Особую актуальность подобные расчеты имеют для сверхзвуковых струй, поскольку скорость и температура в них значительно выше, чем в дозвуковых струях двухконтурных ТРД. Подтверждением внимания к этой теме могут служить известные экспериментальные и расчетные работы. Так, в [8] представлены результаты экспериментального исследования влияния на узкополосный шум в ближнем и дальнем поле температуры модельной сверхзвуковой струи, угла наклона газоотбойника и расстояния от него до среза сопла. В [9] с помощью MILES на основе уравнений Эйлера изучалось взаимодействие нерасчетной сверхзвуковой аэродромной струи из биконического сопла с газоотбойником. Представлено распределение параметров течения и турбулентности в струе и на поверхности газоотбойника, а также акустические параметры в ближнем поле. Авторами [10] с помощью LES и RANS/ILES (Implicit Large Eddy Simulation) на сетке, содержащей 41×10^6 ячеек, выполнены расчеты взаимодействия пары нерасчетных сверхзвуковых струй с газоотбойником. Получено хорошее совпадение с данными эксперимента по интегральному уровню шума и для 1/3 октавного спектра. В статье [11] представлены некоторые результаты расчетов с помощью LES горячей сверхзвуковой струи с газоотбойником. В этом случае для расчетов была использована неструктурированная сетка из 37×10^6 элементов. В [5] с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения [12] исследовано взаимодействие нерасчетных сверхзвуковых струй с полной температурой $T_0 = 300$ и 600 К с газоотбойником, установленным на расстоянии $X_{ДВ}/D_e = 15$ от среза сопла. Получены распределения пульсаций давления у поверхности аэродрома и около газоотбойника. Расчеты выполнялись на структурированной сетке, содержащей 2.8×10^6 ячеек. Точность расчетов оценена путем сравнения с данными эксперимента и расчетами с помощью MILES на более мелкой сетке [9]. Авторами [13] для той же конфигурации и режимов истечения, как и в [5], был исследован шум в дальнем поле, а также определена зона безопасности по пульсациям давления (область с уровнем пульсаций — не менее 140 дБ). Расчеты выполнялись на сетке, содержащей 8.5×10^6 ячеек.

В перечисленных работах исследования проводились в лабораторной постановке: не учитывалось возможное влияние внешнего потока,

в частности ветра, а для палубной авиации — скорости движения корабля. Однако даже низкоскоростной спутный поток может повлиять на течение, степень расширения и уровень турбулентных пульсаций в струе и ее окрестности и, как следствие, на размеры зон безопасности по различным параметрам для реактивных струй ТРД. Подтверждением этому может служить работа [14], в которой при расчетах с помощью RANS получено, что наличие ветра заметно влияет на течение в струе около газоотбойника при старте самолета с авианосца.

Целью настоящей работы было исследование с помощью RANS/ILES-метода [12] влияния расстояния от сопла до газоотбойника и скорости спутного ветра на течение и параметры турбулентности в окрестности горячей нерасчетной сверхзвуковой струи с полной температурой на входе в сопло $T_0 = 1050$ К и $p_c = 4$. Получено влияние указанных параметров на размеры зон безопасности по температуре, пульсациям давления и скорости около поверхности аэродрома, а также на уровень и распределение давления, температуры и их пульсаций на газоотбойнике.

МЕТОД РАСЧЕТА И ГРАНИЧНЫЕ УСЛОВИЯ

Для расчетов был использован комбинированный RANS/ILES-метод высокого разрешения, описанный в [12]. В уравнениях Навье—Стокса конвективные потоки на гранях расчетных ячеек вычислялись с помощью схемы Роу. Необходимые для ее реализации параметры определялись с помощью малодиффузионной монотонной схемы девятого порядка MP9 с разностями против потока [15]. Применение монотонной схемы позволяет рассчитывать сверхзвуковые течения со скачками уплотнения. Конвективные потоки на гранях расчетных ячеек в разностных аналогах скалярных уравнений (для модели турбулентности, переноса пассивной примеси и тому подобное) вычислялись с использованием скалярного аналога метода Роу, а предраспадные параметры на гранях ячеек рассчитывались с помощью схемы WENO5 [15]. Диффузионные потоки в уравнениях Навье—Стокса и в уравнениях переноса определялись на гранях ячеек с помощью центрально-разностных аппроксимаций второго порядка.

Около стенок течение описывалось нестационарным методом RANS с моделью турбулентности Спаларта—Аллмараса [16], вдали от них — с помощью метода LES. В описываемом методе нет явной SGS-модели турбулентности. Ее функцию выполняет схемная вязкость (LES с неявной SGS-моделью — ILES). В области ILES турбулентная вязкость должна равняться нулю. Это было

достигнуто модификацией расстояния в диссипативном члене в уравнении для модели турбулентности [16]. Новое расстояние \tilde{d} вычислялось по формулам [12]:

$$\tilde{d} = d \text{ при } d \leq C_{ILES}\Delta_{max},$$

$$\tilde{d} = 0 \text{ при } d > C_{ILES}\Delta_{max}.$$

Здесь d – истинное расстояние от стенки до центра рассматриваемой ячейки; $C_{ILES}=0.65$ – параметр, определяющий положение перехода от RANS к ILES; Δ_{max} – максимальный размер этой ячейки сетки.

Другие детали численного метода приведены в [12]. Описанный метод был с успехом применен для расчета сложных дозвуковых и сверхзвуковых струйных течений [5, 12, 13], а также нестационарных сверхзвуковых течений со сложной структурой скачков уплотнения в сверхзвуковых диффузорах [18].

Постановка граничных условий для расчета описанным методом затопленных струй приведена в [12]. Определенную сложность вызывает формулировка граничных условий на внешней границе расчетной области в задаче о взаимодействии пристеночной струи с газоотбойником. Это связано с тем, что на части границы, как и для свободной струи, поток втекает внутрь расчетной области, а на части в окрестности газоотбойника – вытекает. Положение линии, разделяющей эти части, заранее неизвестно. Было использовано комбинированное граничное условие, предложенное в [13]. На той части границы, где скорость в центре соседней с границей ячейки была направлена наружу, задавалось условие, соответствующее выходной границе расчетной области, на остальной части внешней границы расчетной области было использовано условие дальнего поля для затопленной струи [12]. При наличии спутного потока на внешней границе расчетной области задавались полные параметры потока и угол наклона вектора скорости. На стенках ставилось комбинированное граничное условие “функция стенки”/прилипание. Выбор условия осуществлялся в зависимости от значения погранслошной координаты Y^+ в центре ближайшей к стенке ячейки.

УСКОРЕНИЕ ВЫЧИСЛЕНИЙ

При численном моделировании турбулентных течений с помощью вихреразрешающих подходов на расчетных сетках с большим количеством ячеек важное значение приобретает вопрос эффективной организации вычислений, позволяющей произвести расчет на сетке, обеспечивающей разрешение особенностей течения, за достаточно

малое время. Это достигается распараллеливанием компьютерных кодов с использованием той или иной технологии, позволяющей проводить эффективные вычисления на суперкомпьютерах с заданной архитектурой. Ниже описаны основные особенности распараллеливания настоящего RANS/ILES-метода.

Метод расчета [12] был реализован в виде кода на языке Fortran 95. Расчеты проводились в МСЦ РАН на суперкомпьютере МВС-10П. Это определило некоторые особенности распараллеливания кода. Программный код был оптимизирован и запускался на 8-ядерных процессорах Intel Xeon E5–2690. В состав каждого вычислительного узла МВС-10П входят два указанных процессора. При оптимизации кода в рамках одного процессора применялась векторизация вычислений для использования AVX-команд, а также технология OpenMP для распараллеливания гнезд циклов. В качестве инструмента распределения вычислений на несколько узлов суперкомпьютера использовалась технология MPI. Расчеты выполнялись на блочно-структурированных сетках. Общее число блоков расчетной сетки было достаточно большим, чтобы на каждый вычислительный узел попадало по нескольку блоков. При распределении вычислений на несколько вычислительных узлов суперкомпьютера каждый блок сетки в начале работы программы статически привязывался к вычислительному узлу. После этого каждый вычислительный узел обрабатывал только относящиеся к нему блоки сетки, а привязанные к разным вычислительным узлам смежные блоки обменивались друг с другом физическими характеристиками своих приграничных ячеек при помощи технологии MPI.

Для того чтобы добиться равномерного распределения вычислительной нагрузки по узлам суперкомпьютера, применялись алгоритмы балансировки, позволяющие нужным образом скомпоновать блоки сетки по различным вычислительным узлам. Был выполнен тестовый расчет для задачи о взаимодействии аэродромной струи ТРД с газоотбойником на сетке, состоящей из 136 блоков и содержащей в общей сложности 8.5×10^6 ячеек. Большое количество блоков сетки и близкое к оптимальному их распределение по вычислительным узлам суперкомпьютера ожидаемо привели к практически линейной масштабируемости вычислений при распределении вплоть до 20 узлов суперкомпьютера. Это показано на рис. 1.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

Было исследовано взаимодействие нерасчетной сверхзвуковой аэродромной струи ТРД с газоотбойником при $T_0 = 1050$ К и $\pi_c = 4$. Струя

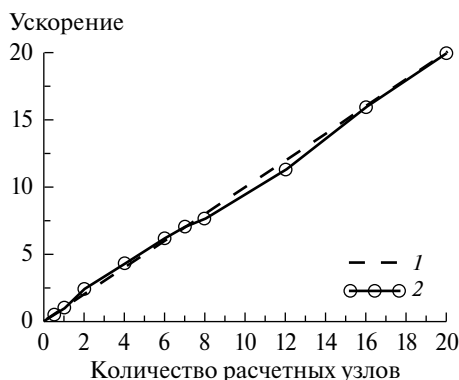


Рис. 1. График масштабируемости вычислений для вычислительных узлов суперкомпьютера МВС-10П: 1 — линейное ускорение, 2 — фактическое ускорение расчетного кода.

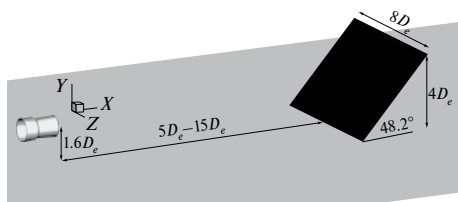


Рис. 2. Схема взаимного расположения сопла и газотбойника.

истекала из биконического сопла, которое имело следующие размеры. Диаметры: дозвуковой части — 79.35 мм, критического сечения — 67.06 мм, выходного сечения — 72.85 мм. Длина конической дозвуковой части была 9.8 мм, а сверхзвуковой части — 73.56 мм. Для удобства постановки граничных условий слева к соплу был пристыкован цилиндрический участок длиной 80 мм. Эти параметры взяты из работ [14, 18] и являются близкими к реальным. Число Рейнольдса, вычисленное по скорости в выходном сечении сопла и его диаметру D_e , равнялось 8.8×10^5 . При расчетах варьировалась скорость ветра U_w (спутного потока). В первом случае $U_w = 0$. Далее были выполнены расчеты, имитирующие старт с палубы корабля,

движущегося со скоростью 24 узла [14], что соответствует $U_w = 12$ м/с, а также исследован случай, когда движение корабля происходило против ветра, дующего со скоростью 8 м/с. В этом случае суммарное значение $U_w = 20$ м/с. Это эквивалентно условиям, когда самолет стоит на аэродроме около газотбойника и дует спутный ветер со скоростями 12 и 20 м/с, что соответствует числам Маха 0.035 и 0.059. Толщиной пограничного слоя на поверхности аэродрома или палубе корабля пренебрегалось. Для повышения точности описания течения в слое смещения струи около среза сопла проводился совместный расчет течения в биконическом сопле, геометрия которого описана в [19], и струе. Схема расположения сопла и газотбойника приведена на рис. 2. Расчеты проводились для двух расстояний от среза сопла до газотбойника: $X_{JBD}/D_e = 5$ и 15 на сетках 6.33×10^6 и 8.53×10^6 ячеек соответственно.

Вначале приведены результаты исследования влияния U_w и положения газотбойника X_{JBD} на течение в струе и размеры зоны, в которой значения температуры превышают 350 К. На рис. 3 показаны поля мгновенных и осредненных значений продольной скорости в сечении $Z = 0$, проходящем через ось сопла, для затопленной струи и при $U_w = 20$ м/с для расположения газотбойника при $X_{JBD}/D_e = 15$.

Влияние ветра приводит к тому, что уменьшается толщина слоев смешения, и скорость на оси струи падает медленнее, более протяженным становится сверхзвуковой участок (рис. 3б и 3г). Кроме того, ветер отклоняет струю над газотбойником. Наиболее заметно ветер влияет на течение на периферии струи: он изменяет форму, границу и размеры зоны безопасности по температуре. Это можно видеть на рис. 4, где показаны изолинии $T \geq 350$ К, а также линии тока около поверхности аэродрома при разных U_w . Обращает на себя внимание сильное трансверсальное растекание струи на поверхности аэродрома перед газотбойником: при $U_w = 0$ оно достигает $24D_e$. Правая граница зоны безопасности находится при $X/D_e = 16-17$. При увеличении скорости ветра боковые «крылья» загибаются в положительном направлении оси X , ширина их несколько уменьшается. В поперечных

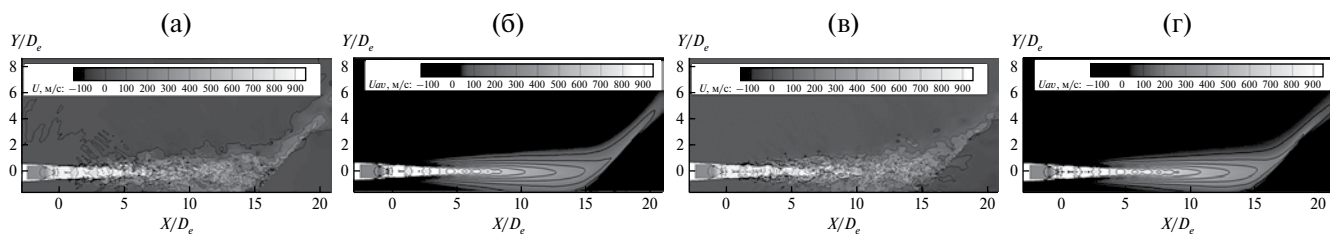


Рис. 3. Поля мгновенной (а), (в) и осредненной (б), (г) продольной скорости при взаимодействии горячей пристеночной струи с газотбойником при $X_{JBD}/D_e = 15$: (а), (б) — $U_w = 0$; (в), (г) — $U_w = 20$ м/с.

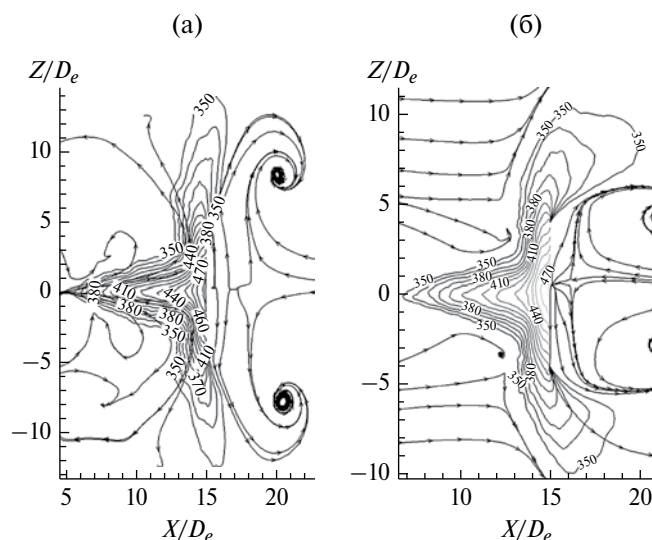


Рис. 4. Влияние скорости ветра на размеры и форму зоны безопасности по температуре $T \geq 350$ К и на течение около поверхности земли для варианта с $X_{JBD}/D_e = 15$: (а) – $U_w = 0$, (б) – $U_w = 20$ м/с.

сечениях в зависимости от режима их толщина составляет $(0.3\text{--}0.7) D_e$. При увеличении U_w ширина зоны безопасности уменьшается, а ее правая граница смещается вниз по потоку.

При взаимодействии струи с газотбойником, расположенным на расстоянии $X_{JBD}/D_e = 5$, скорость ветра практически не влияет на структуру течения внутри струи. Влияние U_w на форму зоны безопасности по температуре качественно такое же, как для случая с $X_{JBD}/D_e = 15$.

Анализ результатов показал, что близость газоотбойника к соплу и наличие ветра сильнее влияют на характер течения около поверхности аэродрома, чем для вариантов с $X_{JBD}/D_e = 15$. Иллюстрацией этого может служить рис. 5, где показаны изолинии статической температуры $T \geq 350$ К, а также проекции линий тока на малом расстоянии от поверхности аэродрома. Видно, что при $U_w = 0$ около поверхности аэродрома появляется обратное расходящееся веером течение, которое и приводит к сильному трансверсальному растеканию струи. При этом ширина зоны безопасности по температуре составляет около $27D_e$. При увеличении скорости ветра область обратного течения в продольном направлении уменьшается. Для $U_w = 12$ м/с она располагается приблизительно при $X = 0$, а для $U_w = 20$ м/с – при $X/D_e = 1\text{--}3$ (в зависимости от поперечного расстояния от оси струи). Во всех случаях большое трансверсальное растекание струи обусловлено этим обратным течением.

Спутный поток оказывает также влияние на распределение пульсаций температуры на поверхности аэродрома. Для газоотбойника при $X_{JBD}/D_e = 15$ в случае увеличения скорости ветра область с относительно высоким уровнем пульсаций температуры $T \geq 20\text{--}25$ К становится более компактной в трансверсальном направлении ($13D_e$ при $U_w = 0$ и $10D_e$ при $U_w = 20$ м/с). Также отсутствует ее загиб вниз по потоку. Во всех случаях максимум пульсаций $50\text{--}55$ К наблюдался на расстояниях $(1\text{--}1.5) D_e$ вверх по потоку от концов газотбойника. Кроме того, при наличии ветра за газотбойником появляется область с повышенным

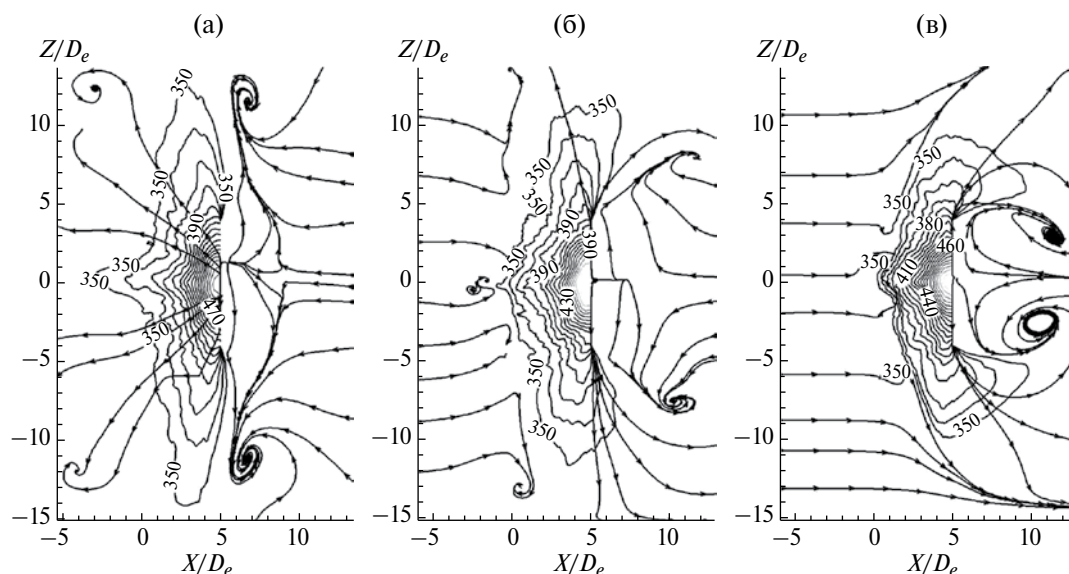


Рис. 5. Влияние скорости ветра на размеры и форму зоны безопасности по температуре и на течение около поверхности аэродрома для варианта с $X_{JBD}/D_e = 5$: (а) – $U_w = 0$, (б) – 12 м/с, (в) – 20 м/с.

уровнем пульсаций температуры, которой не наблюдается для затопленной струи.

Обратное течение у поверхности для вариантов с $X_{JBD}/D_e = 5$ приводит к тому, что становится шире зона с повышенным уровнем пульсаций по сравнению с той, которая наблюдалась для газотбойника при $X_{JBD}/D_e = 15$. В полтора раза увеличиваются их пиковые значения по сравнению с вариантом газотбойника при $X/D_e = 15$. Кроме того, при увеличении скорости ветра возрастает уровень пиковых значений пульсаций температуры – с 55 К при $U_w = 0$ до 70 К при $U_w = 20$ м/с. Без спутного течения высокий уровень пульсаций локализован только у газотбойника, около которого струя тормозится. Пиковые значения достигаются на расстоянии (2–3) D_e от оси струи, а не около кромок газотбойника. Вследствие растекания струи, вызванного обратными течениями, скорость в ней быстро падает, поэтому уровень пульсаций в остальной части струи у поверхности аэродрома небольшой.

Струя, истекающая из сопла ТРД, является источником пульсаций давления высокой мощности, которые могут представлять опасность для находящихся рядом людей, техники и оборудования. Это является причиной, по которой важно знать уровень пульсаций давления на поверхности аэродрома и газотбойника и размеры области, где они достигают опасных значений, а также влияние скорости ветра на эти параметры. На рис. 6 показано, как влияет скорость ветра на размеры и форму области на поверхности аэродрома, внутри которой уровень пульсаций давления превышает 140 дБ. Видно, что с ростом U_w максимальная ширина этой области уменьшается. Кроме того, при увеличении U_w за газотбойником возрастает уровень пульсаций давления. Следует также обратить

внимание, что левая граница зоны безопасности располагается на расстояниях (1–3) D_e вверх по потоку от выходного сечения сопла. Ширина ее при $X = 0$ составляет (14–15) D_e и практически не зависит от скорости ветра. На расстояниях $X/D_e = 2–5$ на поверхности аэродрома наблюдается область с высоким уровнем пульсаций давления – около 170 дБ. В этом месте происходит касание турбулентного слоя смешения поверхности аэродрома (рис. 5). Интересным результатом является большая протяженность зоны с высоким уровнем пульсаций давления 140–148 дБ вниз по потоку за газотбойником, причем положение ее правой границы слабо зависит от величины U_w . При увеличении скорости ветра форма зоны безопасности за газотбойником становится близкой к треугольной (рис. 6) и незначительно меняется при увеличении U_w с 12 до 20 м/с.

В случае расположения газотбойника при $X_{JBD}/D_e = 5$ форма и размеры зон безопасности по пульсациям давления несколько меняются. На рис. 7 можно видеть, как они зависят от величины U_w . Обращает на себя внимание то, что форма области с высоким уровнем пульсаций отличается от той, которая наблюдалась для газотбойника при $X_{JBD}/D_e = 15$, а максимальная ширина зоны безопасности для газотбойника при $X/D_e = 5$ меньше. Но на малых расстояниях от среза сопла ширина зоны безопасности для газотбойника при $X_{JBD}/D_e = 5$ составляет около $20D_e$ при $U_w \leq 12$ м/с, для варианта с $X_{JBD}/D_e = 15$ она была равна $16D_e$. Следует отметить, что для обоих положений газотбойника наблюдается область с уровнем пульсаций давления не ниже 168 дБ, начинающаяся при $X/D_e = 3$: в этом месте турбулентный слой смешения касается поверхности аэродрома. Максимальный уровень

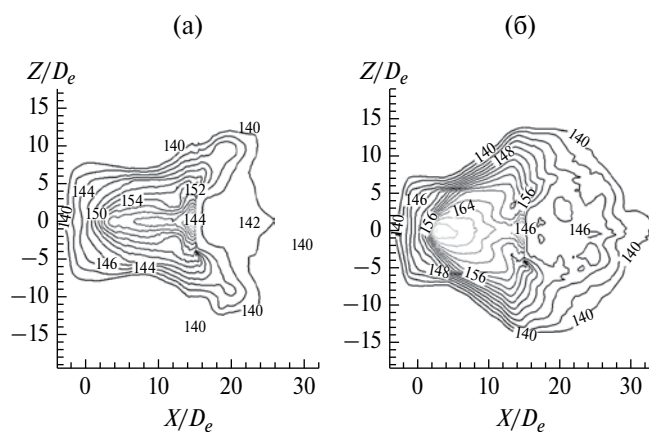


Рис. 6. Поля пульсаций статического давления и размеры зоны безопасности на поверхности аэродрома для варианта с $X_{JBD}/D_e = 15$: (а) – $U_w = 0$, (б) – 12 м/с.

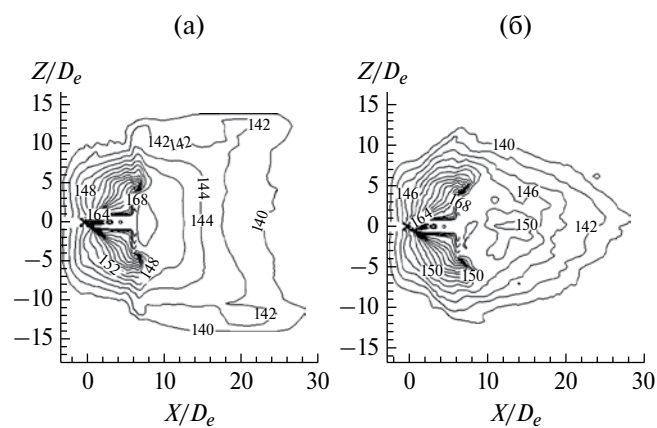


Рис. 7. Поля пульсаций статического давления на поверхности аэродрома для положения газотбойника при $X_{JBD}/D_e = 5$: (а) – $U_w = 0$, (б) – 20 м/с.

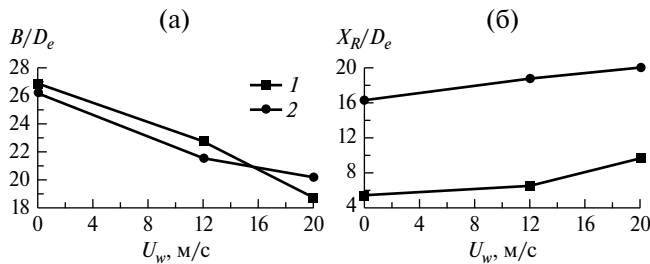


Рис. 8. Влияние расстояния до газотбойника и скорости ветра на ширину (а) и положение правой границы (б) зоны безопасности по температуре: 1 – $X_{JBD}/D_e = 5$, 2 – 15.

пульсаций давления наблюдается у основания газотбойника. Он почти не зависит от X_{JBD} и U_w и составляет 172–174 дБ.

На основе результатов проведенных расчетов были получены зависимости размеров зон безопасности от положения газотбойника и скорости ветра. На рис. 8 эти зависимости показаны для зоны безопасности по температуре, а на рис. 9 – по пульсациям давления. Видно, что скорость ветра U_w наибольшее влияние оказывает на размер зоны безопасности по температуре: при увеличении U_w до 20 м/с ее ширина уменьшается почти в полтора раза. Расстояние от сопла до газотбойника на ширину этой зоны влияет слабо. Зависимость положения правой границы зоны безопасности от U_w также сильнее выражена для зоны безопасности по температуре: при увеличении U_w до 20 м/с правая граница смещается на 20–25% вниз по потоку от среза сопла.

Ширина зоны безопасности по пульсациям давления зависит от величины U_w значительно слабее, причем эта зависимость еще более уменьшается при удалении газотбойника от сопла. Это видно на рис. 9а. Положение правой границы зоны безопасности по пульсациям давления при изменении скорости ветра меняется незначительно (рис. 9б). Но для температуры и пульсаций давления положение правой границы сильно зависит от X_{JBD} . Нужно отметить, что правая граница зоны безопасности по температуре в зависимости от скорости ветра и положения газотбойника находится при $X/D_e = 5$ –20, а для зоны безопасности по пульсациям давления эта граница располагается при $X/D_e = 29$ –36.

Еще одной важной характеристикой для пристеночных струй является зона безопасности по скорости потока около поверхности аэродрома. Обычно опасной считается скорость $U \geq 15$ м/с [1]. Однако в настоящем исследовании даже скорость ветра может быть 20 м/с, поэтому было выбрано более жесткое условие. Была определена зона, для которой $U \geq 30$ м/с. Анализ указанной

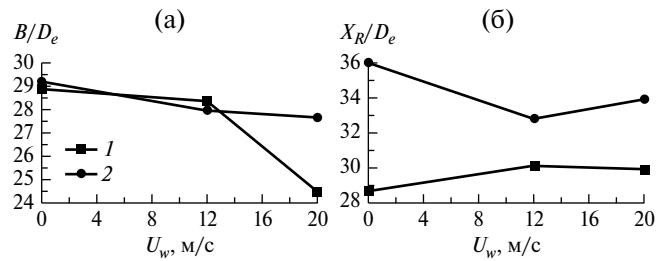


Рис. 9. Влияние расстояния до газотбойника и скорости ветра на ширину (а) и положение правой границы (б) зоны безопасности по пульсациям давления: 1 – $X_{JBD}/D_e = 5$, 2 – 15.

зоны безопасности по скорости в плоскости $Y = 0$ ($1.6D_e$ от поверхности аэродрома), где размеры этой зоны близки к максимальным, показал, что наибольшая ее ширина достигается в сечении газотбойника и ниже по потоку. При $U_w = 0$ ширина зоны безопасности составляет около $10D_e$, а ее правая граница находится в сечении газотбойника. Для $U_w = 12$ м/с максимальная ширина – $23D_e$, правая граница расположена при $X/D_e = 30$. При $U_w = 20$ м/с максимальная ширина зоны и положение правой границы не изменились. При удалении газотбойника от среза сопла длина зоны безопасности, как правило, увеличивается при одном и том же значении U_w . Это показано на рис. 10.

Следует отметить, что ниже газотбойника при наличии ветра зона высоких скоростей была в виде двух “крыльев”, подобно тому, как это наблюдалось в распределении температуры, только более загнутых и вытянутых. Их максимальная ширина составляет (4–5) D_e (рис. 10б).

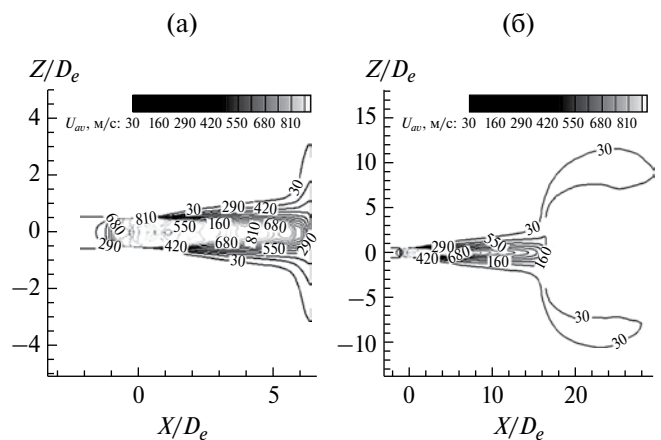


Рис. 10. Влияние положения газотбойника при $U_w = 12$ м/с на размеры зоны $U \geq 30$ м/с в сечении $Y = 0$: (а) – $X_{JBD}/D_e = 5$, (б) – 15.

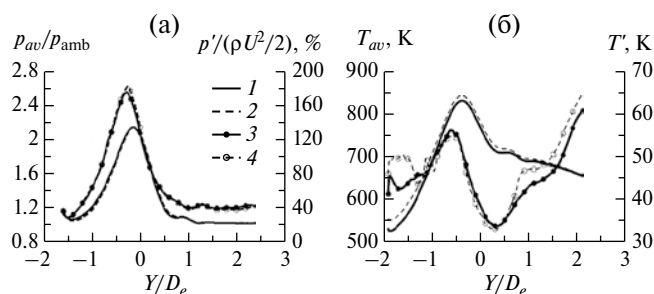


Рис. 11. Влияние скорости ветра U_w на распределение по высоте газотбойника, расположенного при $X_{JBD}/D_e = 5$, в сечении $Z = 0$: (а) — давления и пульсаций статического давления, (б) — температуры и ее пульсаций; 1 — p_{av} (T_{av}), $U_w = 0$; 2 — p_{av} (T_{av}), $U_w = 20$ м/с; 3 — $p'(T')$, $U_w = 0$; 4 — $p'(T')$, $U_w = 20$ м/с.

Для практических приложений также необходимо знать распределение давления, температуры и их пульсаций на газотбойнике. Анализ результатов настоящих расчетов показал, что наибольшее воздействие струи оказывает на газотбойник, расположенный на расстоянии $X_{JBD}/D_e = 5$. На рис. 11 представлены распределения давления и температуры по высоте газотбойника в сечении $Z = 0$, проходящем через ось струи. Пиковое значение давления на газотбойнике в 2.15 раз превышает окружающее давление p_{amb} , а пиковое значение температуры составляет около 825 К. Вертикальная координата, при которой наблюдается максимум этих параметров, несколько ниже оси сопла и равна $Y/D_e = -0.1$. Это обусловлено взаимодействием струи с поверхностью аэродрома: струя искривляется и ее ось смещается вниз [5]. На рис. 11 видно, что распределения пульсаций давления p' и температуры T' по высоте газотбойника также почти не зависят от значений U_w . Максимумы давления и температуры располагаются на оси струи, а, как отмечалось выше, на таких малых расстояниях наличие спутного потока не влияет на течение в ядре струи. Пиковые значения пульсаций давления (рис. 11а) составляют около 180% от скоростного напора на срезе сопла. Столь высокий уровень пульсаций давления обусловлен неизобаричностью струи и высокой скоростью на ее оси в сечении газотбойника. Уровень пульсаций температуры на этой же высоте газотбойника — около 55 К. Нужно отметить, что максимум пульсаций температуры при этом положении газотбойника достигается на его верхней кромке и составляет 60–63 К (рис. 11б).

Для газотбойника, расположенного при $X_{JBD}/D_e = 15$, воздействие на него струи значительно слабее: на этом расстоянии скорость и параметры турбулентности в струе ниже, чем при $X_{JBD}/D_e = 5$. Так, максимальный подъем давления составляет 22% от p_{amb} при $U_w = 0$ и 25% при $U_w = 20$ м/с. Рост пикового значения статического давления с увеличением U_w обусловлен тем, что спутный поток приводит к уменьшению расширения струи

и к большему значению скорости на ее оси в сечении, где располагается газотбойник. Максимум давления находится ниже оси сопла, и в зависимости от режима это смещение составляет $(0.3–0.4) D_e$. Распределение статической температуры не имеет ярко выраженного максимума, оно почти постоянно по высоте газотбойника и соответствует полной температуре струи в этом сечении — 530 К. Зависимость пульсаций давления от T_0 и U_w качественно такая же, как и для статического давления. При скоростях ветра $U_w = 12–20$ м/с уровень p' на 20% выше уровня для затопленной струи и составляет 40% от скоростного напора на срезе сопла. Уровень пульсаций температуры T' увеличивается с ростом U_w . Максимальный уровень T' наблюдался при $U_w = 20$ м/с и составлял 32 К.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Численно исследовано влияние скорости ветра U_w (0, 12 и 20 м/с) и расстояния от среза сопла до газотбойника X_{JBD} ($X_{JBD}/D_e = 5$ и 15) на течение в окрестности нерасчетной сверхзвуковой горячей аэродромной струи при $T_0 = 1050$ К и $\pi_c = 4$, натекающей на газотбойник. Определены размеры зон безопасности по температуре, пульсациям давления и скорости у поверхности аэродрома. Расчеты выполнялись с помощью комбинированного RANS/ILES-метода на структурированных сетках, содержащих 6.33×10^6 и 8.53×10^6 ячеек.

В случае положения газотбойника с $X_{JBD}/D_e = 15$ скорость ветра U_w оказывает заметное влияние на размеры и форму зоны безопасности по температуре $T \geq 350$ К. При возрастании U_w с 0 до 20 м/с ширина зоны безопасности уменьшается с $26D_e$ до $20D_e$, а ее правая граница при этом смещается с $X/D_e = 16$ до $X/D_e = 20$. Ширина зоны безопасности на поверхности аэродрома с уровнем пульсаций давления более 140 дБ при повышении U_w до 20 м/с уменьшается с $29D_e$ до $28D_e$. При этом ее левая граница располагается на расстояниях $(1–3)D_e$ вверх по потоку от выходного сечения сопла, а правая граница смещается с $X/D_e = 36$ до $X/D_e = 34$.

Для положения газотбойника с $X_{JBD}/D_e = 5$ трансверсальное растекание струи около поверхности аэродрома начинается практически сразу от среза сопла. Спутный поток оказывает сильное влияние на характер течения около поверхности аэродрома. При $U_w = 0$ около поверхности появляется обратное расходящееся веером течение, приводящее к сильному растеканию струи, ширина зоны безопасности по температуре составляет около $27D_e$. При увеличении U_w область обратного течения в продольном направлении уменьшается: для $U_w = 20$ м/с ширина зоны безопасности уменьшается до $19D_e$. Ширина области с уровнем пульсаций давления более 140 дБ $U_w = 0$ такая же, как и в случае расположения газотбойника

с $X_{JBD}/D_e = 15$. При увеличении U_w до 20 м/с наблюдается ее уменьшение до $25D_e$.

Анализ размеров зоны с уровнем скорости $U \geq 30$ м/с в плоскости $Y = 0$ показал, что при удалении газоотбойника от среза сопла для фиксированной U_w ее длина увеличивается. При $U_w = 0$ ее ширина составляет около $10D_e$, правая граница находится в сечении газоотбойника. Для $U_w = 12\text{--}20$ м/с максимальная ширина — $23D_e$, а правая граница расположена при $X/D_e = 30$. При этом вниз по потоку от газоотбойника зона безопасности имела вид двух “крыльев”. Их максимальная ширина составляла около $(4\text{--}5) D_e$.

Наибольшие размеры для обоих положений газоотбойника имеет зона безопасности по пульсациям давления. Ее ширина составляет $(30\text{--}24) D_e$, а правая граница находится при $(26\text{--}35) D_e$ для $U_w = 0\text{--}20$ м/с.

Анализ распределения параметров течения по высоте газоотбойника показал, что у вариантов с $X_{JBD}/D_e = 15$ пиковое значение давления возрастает с увеличением U_w . Распределение температуры не имеет ярко выраженного максимума. Зависимость распределения пульсаций давления от U_w качественно такая же, как и для давления. При увеличении U_w до 20 м/с уровень пульсаций возрастает на 20% по сравнению с уровнем при $U_w = 0$. Пульсации температуры увеличиваются с ростом U_w . Максимальный уровень T' достигался при $U_w = 20$ м/с и составлял 32 К.

Для положения газоотбойника с $X_{JBD}/D_e = 5$ отсутствует зависимость от U_w распределения давления и температуры и их пульсаций по высоте газоотбойника. Пиковое значение давления на газоотбойнике в 2.15 раз превышает значение окружающего давления, а пиковое значение температуры составляет около 825 К. Максимальные значения пульсаций давления — около 180% от скоростного напора на срезе сопла. Максимум пульсаций температуры — 60–63 К.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 15-08-01996-А).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Khritov K.M., Lyubimov D.A., Maslov V.P., Mineev B.I., Secundov A.N., Birch S.F. Three-Dimensional Wall Jets: Experiment, Theory and Application // AIAA Paper. 2002—0732. 2002.
2. Agelin-Chaab M., Tachie M.F. Characteristics and Structure of Turbulent 3D Offset Jets // Int. J. Heat Fluid Flow. 2011. V. 32. P. 608.
3. Davis M.R., Winarto H. Jet Diffusion from a Circular Nozzle above a Solid Plane // J. Fluid Mech. 1980. V. 101. Part 1. P. 201.
4. Ishiko K., Hasimoto A., Matsuo Y., Yoshizawa A., Nishiya Y., Nakamura Y. One-Equation Extended Nonlinear Turbulence Modeling in Predicting Three-Dimensional Wall Jets // J. Aircraft. 2014. V. 51. № 2. P. 584.
5. Бендерский Л.А., Любимов Д.А., Потехина И.В., Федоренко А.Э. Применение RANS/ILES-технологии высокого разрешения для расчета течения и ближнего акустического поля пристеночных струй и слоев смещения // Уч. зап. ЦАГИ. 2016. Т. 47. № 2. С. 36.
6. Берч С.Ф., Лебедев А.Б., Любимов Д.А., Секундов А.Н. Моделирование трехмерных струйных и пограничных течений // Изв. РАН. МЖГ. 2001. № 5. С. 48.
7. Любимов Д.А. Возможности использования прямых методов для численного моделирования турбулентных струй // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 3. С. 14.
8. Worden T.J., Gustavsson J.P.R., Shih C., Alvi F.A. Acoustic Measurements of High-Temperature Supersonic Impinging Jets in Multiple Configurations // AIAA Paper 2013—2187. 2013.
9. Liu J., Corrigan A., Kailasanath K., Ramamurti R., Heeb N., Munday D., Gutmark E. Impact of Deck and Jet Blast Deflector on the Flow and Acoustic Properties of Imperfectly Expanded Supersonic Jets // AIAA Paper 2013—323. 2013.
10. Erwin J.P., Sinha N., Rodebaugh G.P. Noise Predictions of a Hot Twin-Jet Impinging on a Jet Blast Deflector // AIAA Paper 2013—324. 2013.
11. Khalighi Y., Nichols J.W., Lele S.K., Ham F., Moin P. Unstructured Large Eddy Simulation for Prediction of Noise Issued from Turbulent Jets in Various Configurations // AIAA Paper 2011—2886. 2011.
12. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей // ТВТ. 2012. Т. 50. № 3. С. 450.
13. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Применение RANS/ILES-метода для исследования влияния поверхности аэродрома на шум холодной и горячей нерасчетной сверхзвуковых струй из биконического сопла // Тез. докл. IV Открытой всерос. конф. по аэроакустике. М., 2015. С. 112.
14. Kuizhi Y., Liangliang C., Hu L., Yunliang W. Analysis of Jet Blast Impact of Embarked Aircraft on Deck Takeoff Zone // Aerospace Sci. Technol. 2015. V. 45. P. 60.
15. Suresh A., Huynh H.T. Accurate Monotonicity-Preserving Schemes with Runge-Kutta Time Stepping // J. Comput. Phys. 1997. V. 136. № 1. P. 83.
16. Spalart P.R., Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows // La Recherche Aerospatiale. 1994. № 1. P. 5.
17. Любимов Д.А., Потехина И.В. Исследование нестационарных режимов работы сверхзвукового воздухозаборника RANS/ILES-методом // ТВТ. 2016. Т. 54. № 5. С. 784.
18. Liu J., Kailasanath K., Munday D., Nick H., Gutmark E. Large-Eddy Simulations of a Supersonic Heated Jet // AIAA Paper 2011—2884. 2011.