

ИССЛЕДОВАНИЕ RANS/ILES-МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ НЕОДНОРОДНОСТИ ТЕМПЕРАТУРЫ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА НА ПУЛЬСАЦИИ ДАВЛЕНИЯ В КАНАЛЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

© 2019 г. *Р.Ш. Аюпов, Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов*

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова
khajjitt@mail.ru; leosun.ben@gmail.com; dalyubimov@yandex.ru

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант №18-08-00271).

DOI: 10.1134/S0234087919100034

Статья посвящена применению RANS/ILES-метода высокого разрешения для изучения влияния неоднородности поля температуры набегающего потока на дроссельные характеристики сверхзвукового воздухозаборника смешенного сжатия, интенсивность и спектральные характеристики пульсаций давления в канале воздухозаборника. Исследовано пять вариантов параметров набегающего потока, три из которых имели неоднородное поле температуры. Получены распределения уровня звукового давления в канале воздухозаборника и спектры пульсаций в точках на стенках.

Ключевые слова: RANS/ILES, сверхзвуковой воздухозаборник, воздухозаборник смешенного сжатия, неоднородность течения, неоднородность на входе в воздухозаборник, помпаж, спектры пульсаций давления.

STUDY OF TEMPERATURE FIELD NON-UNIFORMITY INFLUENCE ON PRESSURE PULSATIONS IN INLET DUCT USING RANS/ILES-METHOD

R.S. Ayupov, L.A. Benderskiy, D.A. Lyubimov

Central Institute of Aviation Motors

The paper is dedicated to application of high resolution RANS/ILES-method for study of temperature field non-uniformity influence on throttle characteristic, sound pressure level and pressure pulsation spectra of supersonic mixed compression inlet. Five cases of inflow were investigated, three of them were non-uniform. Sound pressure level distribution in the inlet duct and pressure pulsation spectra on inlet walls were obtained.

Key words: RANS/ILES, supersonic inlet, mixed compression inlet, flow non-uniformity, inlet distortion, buzz, pressure pulsation spectra.

1. Введение

Воздухозаборник (ВЗ) является важным узлом воздушно-реактивного двигателя (ВРД). Входящий в него атмосферный воздух тормозится, при этом его кинетическая энергия превращается в потенциальную: повышается давление. Этот процесс должен происходить с минимальными потерями полного давления при обеспечении максимальной однородности потока на выходе. При эксплуатации летательных аппаратов (ЛА) с ВРД возможны ситуации, когда на входе в ВЗ распределение параметров в набегающем потоке неоднородно. Наиболее распространенные причины возникновения неоднородности в потоке: движение ЛА с ненулевыми углами атаки или скольжения, взаимодействие потока перед ВЗ с поверхностью Земли или наличие пограничного слоя, возникшего при обтекании элементов планера, ЛА приводят к неравномерному полю скорости и давления. Неоднородность поля температуры в набегающем потоке может возникать, например, при попадании в ВЗ горячего следа двигателя другого летательного аппарата. Дополнительным фактором влияния неоднородности температуры и скорости на работу сверхзвуковых ВЗ является изменение числа Маха. Это ведёт к отклонению системы скачков уплотнения от расчётных углов, что снижает расход воздуха на входе в двигатель и его полное давление, увеличивает сопротивление ВЗ.

Для практики важно знать характеристики ВЗ во всех возможных ситуациях эксплуатации, в том числе в условиях неоднородного набегающего потока перед ВЗ. Известны примеры экспериментальных и численных исследований течения в ВЗ на углах атаки и скольжения [1, 2], в том числе при наличии бокового ветра [3–5], в присутствии интерференции с поверхностью Земли [6, 7] или пограничного слоя на входе [8, 9]. Изучение же влияния неоднородной температуры в набегающем потоке не столь широко представлено.

Пульсации давления дискретной частоты в тракте ВЗ способны возбудить колебания в лопатках компрессора или могут поспособствовать колебательным процессам в камере сгорания, что негативно сказывается на ресурсе и надёжности двигателя.

В данной работе рассмотрено влияние неоднородного поля температуры на уровень и спектральные характеристики пульсаций давления в канале сверхзвукового ВЗ, исследованного экспериментально в [10], с расчетным числом Маха набегающего потока $M=2$ в модельной постановке: скорость и давление в набегающем потоке были постоянны, температура отличалась на фиксированную величину в области прямоугольного сечения.

2. Постановка задачи и выбор расчетного метода

Методы RANS не позволяют вычислить пульсации давления в течении. Такую возможность дает применение вихреразрешающих подходов. При моделировании течения в сверхзвуковых ВЗ, где необходимо исследовать течения с высокими числами Рейнольдса и большой площадью пограничных слоёв, методы DNS и LES не подходят в силу слишком больших вычислительных затрат. Кроме того, ВЗ – многорежимный узел ВРД, требуется проведение большого количества расчётов. Увеличить шаг по времени и размеры ячеек расчетной сетки в пограничном слое, сократив тем самым потребные вычислительные ресурсы, удаётся применением комбинированных RANS/LES методов, где течение в пограничном слое описывается методами RANS с моделью турбулентности Спаларта-Алмараса [Spalart P.R., Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows // La Recherche Aerospaciale, 1994, № 1, p.5], а в ядре потока – с помощью LES. Течение в сверхзвуковом ВЗ предполагает торможение набегающего потока в системе косых и прямых скачков уплотнения, что создаёт необходимость использования монотонных разностных схем, обладающих высокой схемной вязкостью. Сумма схемной вязкости и вязкости подсеточной модели турбулентности методов LES может оказаться слишком большой, что приведет к неверному моделированию течения. В качестве выхода можно использовать нелинейные монотонные схемы высокого порядка, на основе которых может быть создан метод Implicit LES (ILES) – вариант метода LES с неявной подсеточной вязкостью, где схемная вязкость выполняет её функцию.

В настоящей работе для проведения расчетов был выбран комбинированный RANS/ILES-метод высокого разрешения [11], который зарекомендовал себя в задачах моделирования сверхзвуковых ВЗ, в том числе нестационарных режимов работы, включая помпаж [12], и других сложных сверхзвуковых течений со сложной структурой скачков уплотнения [13].

Было исследовано течение в сверхзвуковом ВЗ смешенного сжатия с прямоугольным поперечным сечением с системой слива пограничного слоя, геометрия которого соответствовала исследованному экспериментально в [10]. Поверхность сверхзвукового торможения состоит из трёх плоских клиньев. Входное сечение ВЗ – квадрат со стороной $H=0.1$ м, выходное сечение прямоугольное. Для расчета характеристик ВЗ параметры течения измерялись в том же сечении, где в эксперименте были расположены измерительные гребенки.

Расчеты проводились на структурированной гексаэдральной многоблочной сетке (рис. 1). Количество ячеек по ширине ВЗ составило 66, по вы-

соте – 80, по длине – 430. Суммарное число ячеек – примерно 4.5млн. Сечение $X/H=7$, в котором измерялись параметры течения для определения характеристик ВЗ и для которого имеются экспериментальные данные, отмечено на рис.1 толстой линией с засечками.

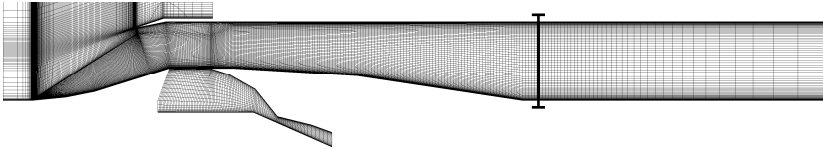


Рис.1. Продольное сечение расчетной сетки.

На входных границах расчетной области фиксировались все параметры течения. Для однородного потока с $M=2$ взяты параметры из эксперимента [10]: $P=31$ кПа, $T=178$ К, $U=535$ м/с. При указанных условиях число Рейнольдса по высоте входа ВЗ $Re=2.7 \times 10^6$. На наружной выходной границе установлено граничное условие экстраполяции. На выходе из основного канала ВЗ и системы слива пограничного слоя фиксировалось статическое давление с возможностью втекания в расчетную область. Дросселирование осуществлялось изменением давления на выходе из ВЗ.

Для выбора наиболее эффективного варианта RANS/ILES-метода для однородного набегающего потока были проведены расчеты с использованием не только оригинального RANS/ILES-метода [11], но и его модификации [14]. В первом случае переключение между RANS и ILES областями происходит в зависимости только от размера ячейки и её расстояния до стенки, модифицируется расстояние в диссипативном члене уравнения модели турбулентности [Spalart P.R., Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows // La Recherche Aerospaciale, 1994, № 1, p.5.]:

$$d_{ILES} = d \text{ при } d \leq C_{ILES} \times \Delta_{MAX}, \quad d_{ILES} = 10^{-6} \times H \text{ при } d > C_{ILES} \times \Delta_{MAX}. \quad (1)$$

В выражении (1) d_{ILES} – модифицированное расстояние в диссипативном члене модели турбулентности, d – фактическое расстояние от центра ячейки до стенки, $C_{ILES}=0.65$, Δ_{MAX} – максимальный размер ячейки, H – характерная величина, к которой отнесены все размеры. Во втором варианте [14] к геометрическому условию добавилась зависимость от параметров течения, аналогично методу IDDES [15]:

$$d_{ILES} = \max(d_{\Delta}, d_f), \quad (2)$$

$$d_{\Delta} = d \text{ при } d \leq C_{ILES} \times \Delta_{MAX}, \quad d_{\Delta} = 10^{-6} \times H \text{ при } d > C_{ILES} \times \Delta_{MAX}, \quad (3)$$

$$d_f = d \times f_d \text{ при } f_d \geq f_{dmin}, \quad d_f = 10^{-6} \times H \text{ при } f_d < f_{dmin}, \quad (4)$$

$$f_d = \max(f_{dt}, f_b) \times (1 + f_e \times \Psi), \quad (5)$$

$$f_{dt} = \text{th}((C_{dt} \times r_{dt})^3). \quad (6)$$

В выражениях (2)–(6) f_b, f_e, Ψ, r_{dt} совпадают с аналогичными в методе IDDES [15], $d_{ILES}, d, \Delta_{MAX}$ и H – аналогичны (1), $C_{ILES}=1, f_{dmin}=0.02, C_{dt}=8$. По сравнению с экспериментом расход воздуха на вертикальном участке дроссельной характеристики отличается на 1% – для расчета исходным методом и на 0.3% – для расчета модифицированным методом. Большая разница для исходного RANS/ILES-метода объясняется несоответствием эксперименту по положению замыкающего прямого скачка уплотнения: исследованный ВЗ работал как ВЗ внешнего сжатия, а не смешенного, т.е. замыкающий прямой скачок был не внутри канала ВЗ, а снаружи, что показано на мгновенном поле числа Маха на рис.2а.

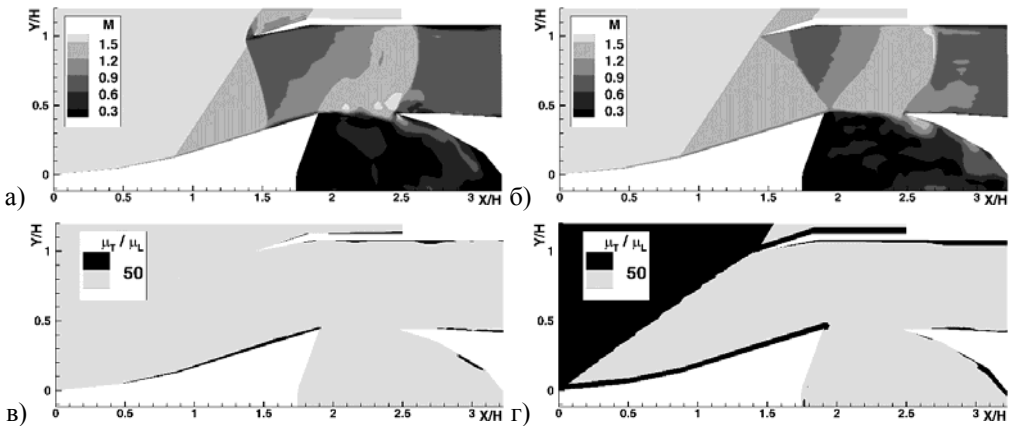


Рис.2. Мгновенные поля параметров течения: число Маха, а) исходный RANS/ILES-метод, б) модифицированный RANS/ILES-метод; отношение турбулентной вязкости к ламинарной в) исходный RANS/ILES-метод, г) модифицированный RANS/ILES-метод.

С модифицированным RANS/ILES-методом прямой скачок установился внутри ВЗ перед «горлом» (рис.2б), что уменьшило перетекание воздуха через край обечайки в 2.5 раза и увеличило пульсации статического давления в выходном сечении на 10–15% за счет взаимодействия скачка с системой слива пограничного слоя. На рис.2в,г для большей наглядности принята условная граница раздела RANS и ILES областей, отношение турбулентной вязкости к ламинарной, равное 50, границы черных областей примерно соответствуют RANS-областям. Большая высота RANS-области в расчёте с модифицированным методом [14] привела к правильному описанию пограничного слоя на клине, он стал толще, что видно на рис.2б. Представленные в статье результаты получены с использованием данной модификации метода.

Было исследовано 5 вариантов набегающего потока. Первый, исходный, соответствующий стендовым испытаниям [10], с температурой $T=178$ К и $M=2$. Вариант №2 имел такие же скорость и статическое давление, но статическая температура во всём потоке была увеличена на $\Delta T=5$ К, что соответствовало $M=1.97$. В вариантах №3 и №4 статическая температура была повышена в вертикальной половине входного сечения на $\Delta T=10$ К и $\Delta T=15$ К соответственно, средние по сечению числа Маха составили $M_{cp}=1.97$ и $M_{cp}=1.96$. В варианте №5 $\Delta T=20$ К область нагретого воздуха имела ширину $0.25H$ и располагалась на расстоянии от боковой стенки $0.25H$, среднее число Маха: $M_{cp}=1.97$. Таким образом, в трёх вариантах $M_{cp}=1.97$.

3. Влияние неоднородности течения на характеристики ВЗ

Для однородного набегающего потока с $M=2$ в расчете получено удовлетворительное совпадение с результатами эксперимента по дроссельной характеристике ВЗ (рис.3а) и пульсациям статического давления на выходе (рис.3б): на вертикальной части ветви дроссельной характеристики (сверхкритические режимы работы сверхзвукового ВЗ) коэффициент расхода φ отличается меньше чем на 0.35%, наибольшее отличие коэффициента σ (на 2.1%) на границе устойчивой работы (критическая точка дроссельной характеристики), при этом величина, определяющая запас устойчивости работы ВЗ – приведенный расход воздуха, в расчете меньше на 0.3%. Пульсации статического давления на границе устойчивой работы (ГУР) получены больше на 20.8%, $p'/P_0=5.62\%$ против $p'/P_0=4.65\%$ в эксперименте, где P_0 – полное давление в набегающем потоке. Такая разница обусловлена тем, что в расчёте пульсации рассчитаны как среднее по сечению, в эксперименте результаты получены по двум датчикам давления на стенках, точное расположение которых не указано.

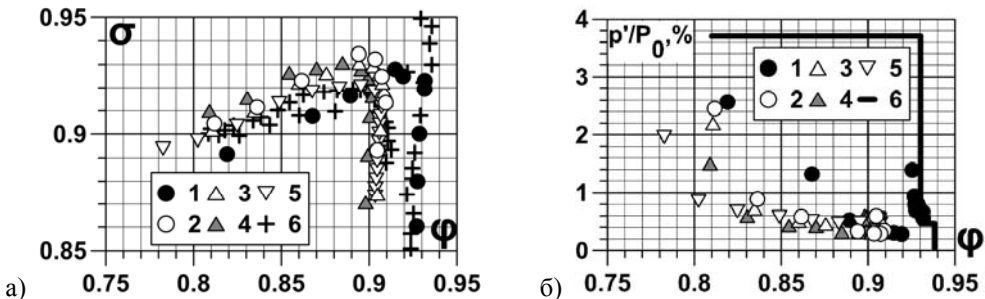


Рис.3. а) Дроссельные характеристики ВЗ, б) зависимость пульсаций давления в выходном сечении от коэффициента расхода: 1 – вариант №1, 2 – вариант №2, 3 – вариант №3, 4 – вариант №4, 5 – вариант №5, 6 – экспериментальные данные для варианта №1. P_0 – полное давление в набегающем потоке.

Дроссельные характеристики, полученные для вариантов набегающего потока №2, 3 и 4, соответствуют ожидаемым при снижении числа Маха набегающего потока: уменьшается расход воздуха при увеличении пикового значения σ . В варианте №5 максимальный уровень σ заметно меньше, чем в остальных. Причиной этого является наличие двух слоёв смешения в канале ВЗ, поэтому суммарные потери полного давления выше. Для трёх вариантов с одинаковым средним числом Маха $M_{cp}=1.97$ (№2, 3, 5) совпадает расход воздуха на вертикальных участках ветвей дроссельных характеристик, при этом наблюдается отличие по максимальному уровню σ . По сравнению с однородным потоком в варианте №3 коэффициент σ меньше на 0.5%, в №5 – на 1.6%.

4. Анализ пульсаций давления в канале ВЗ

В то время как при одинаковом M_{cp} дроссельные характеристики на пологом участке ветви отличаются слабо, наблюдается разница в интенсивности пульсаций давления в выходном сечении при одинаковом дросселировании, при начале помпажа разница достигает 2.85 раз (рис.3б) между однородным потоком и возмущенным, наличие неоднородности при равных M_{cp} снижает интенсивность пульсаций давления на выходе. Обратная ситуация при устойчивых режимах работы ВЗ: в «угловой точке» дроссельной № 5 пульсации давления сильнее на 36%, чем в №2.

Для более детального изучения пульсаций давления при счёте в 29 точках на стенках ВЗ записывались параметры течения, точки располагались аналогично тому, как они были расположены в эксперименте [10] (рис.4): на боковой стенке, на клине торможения, на верхней и нижней стенках внутреннего канала ВЗ, в полости системы слива пограничного слоя. При вычислении спектров пульсаций давления использовался не весь набор данных сразу, спектры получены осреднением небольших реализаций длиной 2048 шагов по времени с перекрытием соседних наполовину.

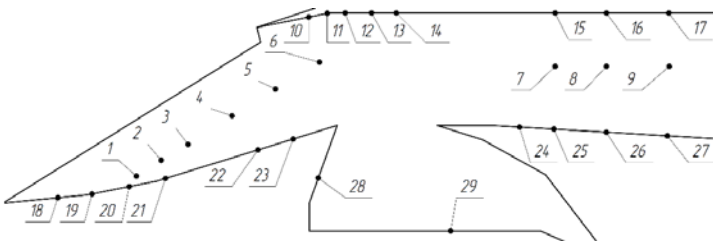


Рис.4. Расположение датчиков давления на стенках канала ВЗ.

На рис.5 приведены значения уровня звукового давления ($OASPL$ – Overall Sound Pressure Level), полученные в точках на стенках для всех ва-

риантов набегающего потока в трёх режимах работы ВЗ: сверхкритическом (рис.5а), критическом (рис.5б) и докритическом – помпаже (рис.5в), для которых представлен подробный анализ пульсаций давления в канале ВЗ.

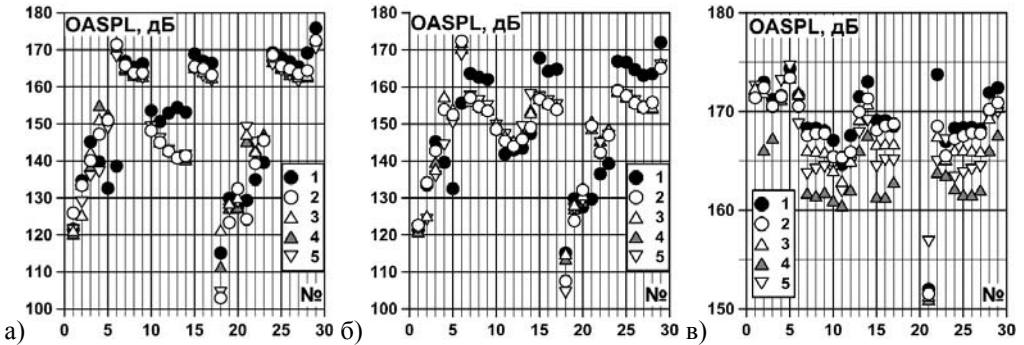


Рис.5. Уровень звукового давления в точках при различных характерных режимах работы ВЗ: а) сверхкритический, б) критический, в) докритический. 1 – вариант №1, 2 – вариант №2, 3 – вариант №3, 4 – вариант №4, 5 – вариант №5.

Для изучения сверхкритических режимов было выбрано такое дросселирование, когда в дозвуковом канале ВЗ не образуется псевдоскачок, характерный для режима «зуд», поскольку на практике наиболее интересны устойчивые режимы работы с наибольшим допустимым коэффициентом σ при наличии некоторого запаса устойчивости работы. На сверхкритических режимах работы наибольшее различие в $OASPL$ в зависимости от варианта набегающего потока наблюдается в горле и над полостью системы слива. Это вызвано иной структурой скачков уплотнения при нерасчетных внешних условиях. Различия между собой у вариантов №2–5 не превышают 10 дБ. Исключением являются точки №18–21, где пульсации давления на данной сетке и шаге по времени плохо разрешаются.

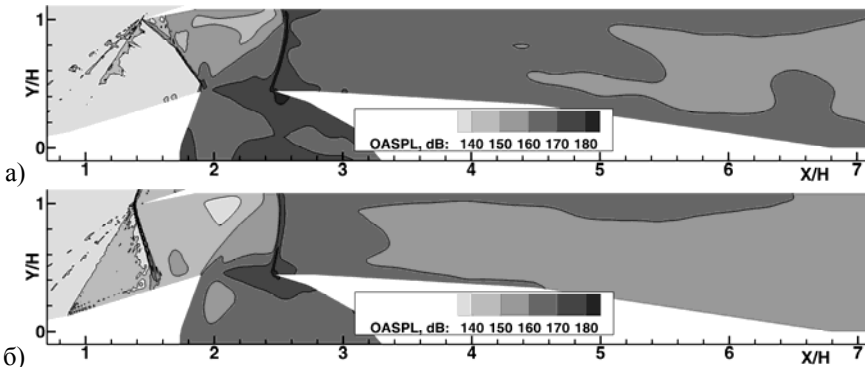


Рис.6. Поля $OASPL$ в продольном сечении в плоскости симметрии ВЗ ($Z/H=0$): а) – вариант №1, б) – вариант №5.

На полях $OASPL$ в продольной плоскости симметрии ВЗ (рис.6) видно, что основным источником пульсаций давления являются скачки уплотне-

ния на входе в ВЗ и скачки над полостью слива пограничного слоя, взаимодействующие с течением в ней. На рис.7 для всех исследованных вариантов набегающего потока на сверхкритических режимах показаны поля $OASPL$ в продольном сечении $Y/H=0.5$, которые располагаются в непосредственной близости к кромкам системы слива пограничного слоя. Видно, что уменьшение $OASPL$ над задней кромкой системы слива на 2–3 дБ в области повышенной температуры ($Z/H < 0$) сопровождается усилением пульсаций в части потока с исходной температурой на 1 дБ.

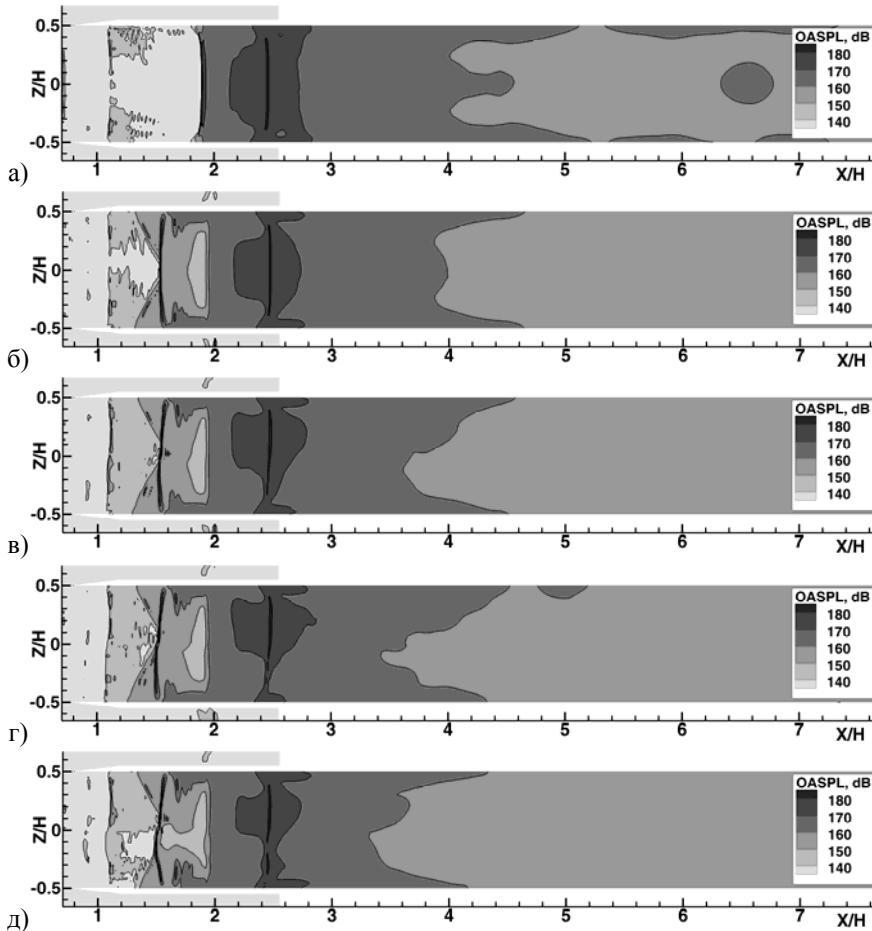


Рис.7. Поля $OASPL$ в продольном сечении по середине высоты входа ВЗ ($Y/H=0.5$): а) – вариант №1, б) – вариант №2, в) – вариант №3, г) – вариант №4, д) – вариант №5.

При анализе спектров пульсаций давления, полученных в точке №14, расположенной над полостью слива пограничного слоя (рис.8), видна принципиальная разница между расчетным и нерасчетным набегающими потоками: при расчетном режиме ВЗ замыкающий прямой скачок взаимодействует со слоем смешения над полостью слива пограничного слоя у передней

кромки, и это взаимодействие приводит к значительному (до 20 дБ) росту интенсивности пульсаций на $Sh = 0.6, 0.8$ и 0.95 и появлению множества дискретных тонов на кратных частотах.

По сравнению со сверхкритическими режимами в «угловой» точке дроссельной характеристики $OASPL$ над полостью слива в вариантах №2–5 стал больше, чем у варианта №1 (рис.6б). При этом из-за наличия интенсивного прямого скачка над полостью системы слива в дозвуковом диффузоре превышение $OASPL$ по сравнению с другими вариантами у №1 выросло. С ростом дросселирования и перемещением вперед прямого скачка с задней кромки полости слива пограничного слоя изменилось течение в полости (рис.9). Неоднородность потока привела к нарушению работы системы слива, из-за чего уменьшились пульсации давления в ней. В вариантах №2–5 появилась область повышенного уровня пульсаций давления у верхней стенки, вызванная отрывом потока. Самый большой отрыв наблюдается для варианта №5 (рис.9б), в котором наибольший градиент температуры и два слоя смешения.

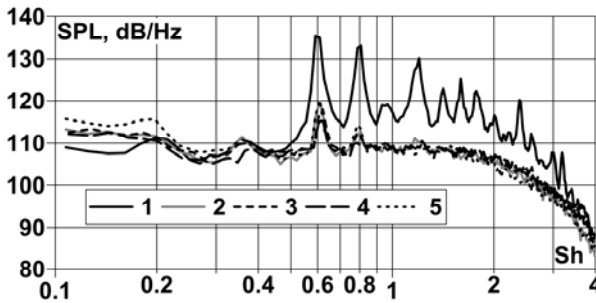


Рис.8. Спектры пульсаций давления в точке расположения датчика №14, в сверхкритическом режиме: 1 – вариант №1, 2 – вариант №2, 3 – вариант №3, 4 – вариант №4, 5 – вариант №5.

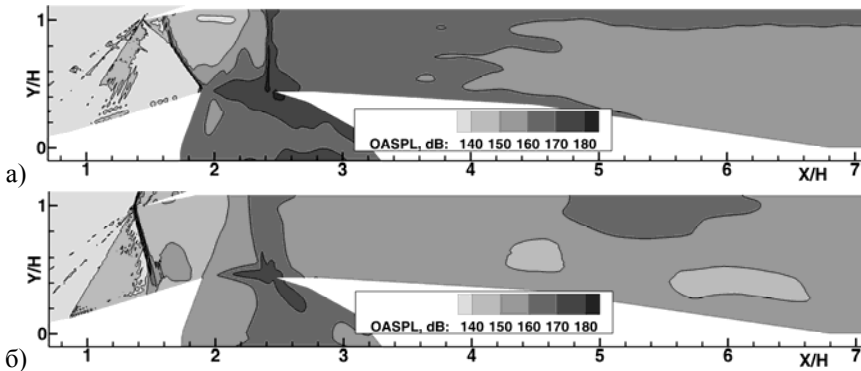


Рис.9. Поля $OASPL$ в продольном сечении в плоскости симметрии ВЗ ($Z/H=0$): а) – вариант №1, б) – вариант №5.

При дросселировании в спектрах в точке №14 (рис.10а) начинает преобладать широкополосный турбулентный шум, особенно для вариантов с неоднородным потоком – датчик расположен в слое смешения. Для всех вариантов наблюдается локальный подъём при $Sh=0.6$. Тем не менее, в спектре варианта №1 осталось больше дискретных частот, в том числе на низких числах Струхала. Существенная разница между набегающим потоком у варианта №1 и остальными сохранилась в полости системы слива, что видно в спектрах в точке №28 (рис.10б), где в дискретных частотах разница достигает 25 дБ.

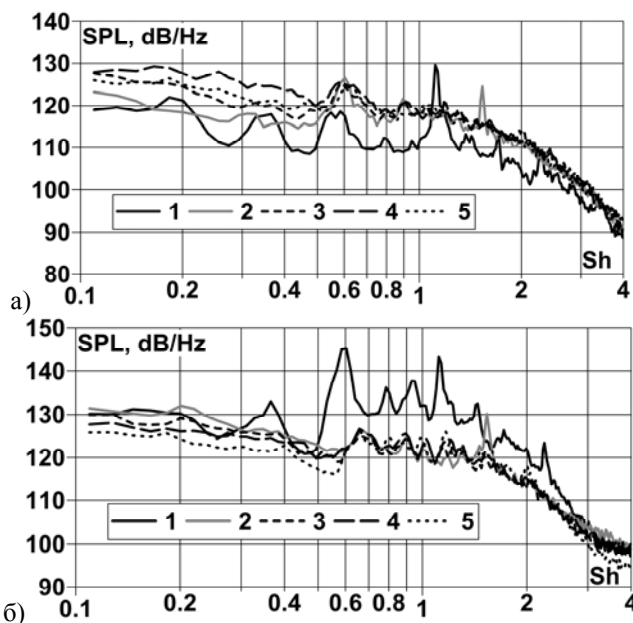


Рис.10. Спектры пульсаций давления в точках расположения датчиков №14 (а) и №28 (б) на критическом режиме: 1 – вариант №1, 2 – вариант №2, 3 – вариант №3, 4 – вариант №4, 5 – вариант №5.

При помпаже в канале ВЗ $OASPL$ находится в пределах 160–175 дБ. (рис.5в) и слабо отличается при одинаковом M_{cp} . Наибольшая разница имеет место между $M=2$ (рис.11а) и $M_{cp}=1.96$ (рис.11б). Снаружи картина резко меняется по ходу течения. На первых двух клиньях торможения, до которых в цикле помпажа не доходит выбитый скачок, уровень пульсаций давления остается низким. В то же время в области, где перемещается выбитый скачок, уровень пульсаций давления превышает 180 дБ.

На рис.12 приведены спектры пульсаций давления в точке №7, расположенной на боковой стенке после системы слива, в них не использовалась технология разбиения сигнала на отрезки и осреднения спектров, что сде-

лало слабо различимыми высокие частоты спектра, но позволило показать низкие частоты. Максимумы спектров на числах Струхаля $Sh=0.0042-0.0051$, что соответствует частотам 22.5–27.3 Гц, обусловлены периодическим движением выбитого скачка уплотнения в процессе помпажа. Кроме них различимы 2–4 локальных максимума с кратными частотами.

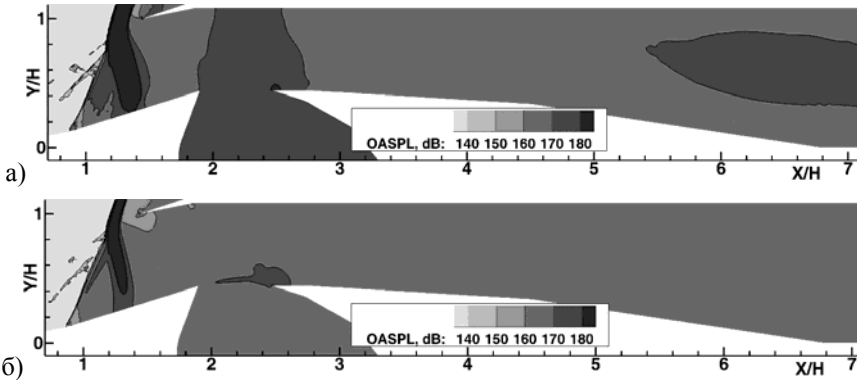


Рис.11. Поля $OASPL$ в продольном сечении в плоскости симметрии ВЗ ($Z/H=0$): а) – вариант №1, $M=2$, б) – вариант №4, $M_{cr}=1.96$.

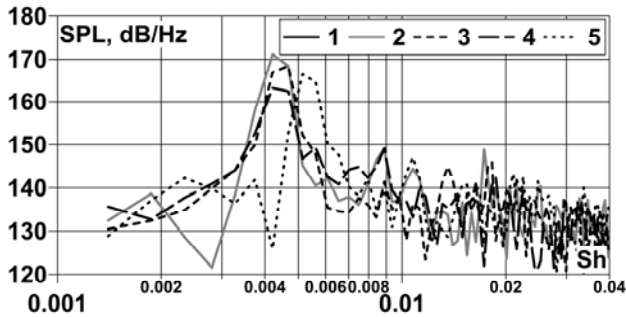


Рис.12. Спектры пульсаций давления в точке, соответствующей датчику №7 на помпажном режиме: 1 – вариант №1, 2 – вариант №2, 3 – вариант №3, 4 – вариант №4, 5 – вариант №5.

5. Заключение

С помощью модифицированного RANS/ILES-метода исследовано влияние неоднородного поля температуры в набегающем сверхзвуковом потоке на рабочие характеристики, уровень и спектральные характеристики пульсаций давления в сверхзвуковом ВЗ смещенного сжатия.

Установлено, что на критических и сверхкритических режимах наибольший уровень пульсаций давления (до 175 дБ) на стенках канала достигается в горле и полости системы слива пограничного слоя. Полость слива пограничного слоя является источником пульсаций давления из-за возникновения над ней слоя смешения и его взаимодействия со скачками уплотне-

ния и с задней кромкой полости системы слива. Полость слива генерирует интенсивное излучение с $Sh=0.37, 0.55-0.6, 0.8, 1$ (1980Гц, 2940–3205Гц, 4275Гц, 5345Гц), а также на кратных им частотах и является основным источником пульсаций давления при расчетном числе Маха ВЗ $M=2$. Неоднородность течения на входе ВЗ изменяет режим работы ВЗ. На рассмотренных режимах это приводит к выходу замыкающего скачка наружу, что устраняет взаимодействие скачка и системы слива пограничного слоя. Несмотря на меньший уровень пульсаций вблизи системы слива, наличие неоднородности течения на входе в ВЗ повышает уровень пульсаций давления в выходном сечении до 40% по сравнению с однородным потоком.

При помпаже уровень пульсаций давления на стенках по всему каналу ВЗ составляет 160–175 дБ. На интенсивность пульсаций давления на стенках в сверхзвуковой части ВЗ и вблизи системы слива в первую очередь влияет число Маха набегающего потока. В выходном сечении наблюдается зависимость от формы неоднородности, неравномерность поля температуры снижает пульсации до 65% от пульсаций с однородным полем. Форма и уровень в спектрах пульсаций давления на помпаже сильно отличаются от критического и сверхкритического режимов. Основная часть энергии пульсаций давления сосредоточена в низкочастотных помпажных колебаниях при $Sh \approx 0.0047$ (25 Гц) и кратных частотах. Дискретные пики на высоких частотах, наблюдаемые на других режимах, отсутствуют.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *S. Übelacker, R. Hain, C.J. Kähler.* Flow Investigations in a Stalling Nacelle Inlet under Disturbed Inflow // Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 2016, v.131, p.271–283, DOI: 10.1007/978-3-319-21127-5_16.
2. *J.M. Abbott.* Computational Study of the Aerodynamic Performance of Subsonic Scarf Inlets // 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 11-14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida, AIAA 2004-3406.
3. *Y. Colina, B. Aupoix, J.F. Bousugea, P. Chanez.* Numerical Simulation and Analysis of Crosswind Inlet Flows at Low Mach numbers // Proceed. of the 8th Intern. Symp. on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Inter. Flows, 2007, ISAI8-0058.
4. *P. Kelleners, R. Heinrich.* Simulation of Interaction of Aircraft with Gust and Resolved LES-Simulated Atmospheric Turbulence // Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 2016, v.131, p.203–221, DOI: 10.1007/978-3-319-21127-5_12.
5. *U.R. Orji, X. Yang, P.G. Tucker.* Hybrid RANS/ILES For Aero Engine Intake // Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, 16–20 June 2014, Düsseldorf, Germany, GT2014-26472.
6. *A. Schröder, R. Geisler, D. Schanz, J. Agocs, D. Pallek, M. Schroll, J. Klinner, M. Beversdorff, M. Voges, C. Willert.* Application of image based measurement techniques for the

- investigation of aeroengine performance on a commercial aircraft in ground operation // Conference Paper Session 2.4.3 "Rotating Machinery", 17th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics Lisbon, Portugal, July 07–10, 2014.
7. *A. Purwanto, T. Deconinck, S. Vilmin, E. Lorrain, C. Hirsch.* Efficient Prediction of Nacelle Installation Effects at Take-off Conditions. ETC8-2011.
 8. *S.A. Gorton, L.R. Owens, L.N. Jenkins, B.G. Allan, E.P. Schuster.* Active Flow Control On A Boundary-Layer-Ingesting Inlet // 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2004, DOI: 10.2514/6.2004-1203.
 9. *A.N. Gissen, B. Vukasinovic, M.L. McMillan, A. Glezer.* Distortion Management in a BLI Inlet Diffuser using Synthetic-Jet Hybrid Flow Control // AIAA-2011-35, 2011.
 10. *S. Trapier, P. Dubeau, S. Deck.* Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz // AIAA J. 2006, v.44, № 10, p.2354.
 11. *Д.А. Любимов.* Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом крупных вихрей // ТБТ, 2012, т.50, №3, с.450–466; англ. пер.: *D.A. Lyubimov.* Development and Applications of the Efficient Hybrid RANS/ILES Approach for the Calculation of Complex Turbulent Jets // High Temp., 2008, v.46, №2, p.239–249.
 12. *Д.А. Любимов, И.В. Потехина.* Исследование нестационарных режимов работы сверхзвукового воздухозаборника RANS/ILES-методом // ТБТ, 2016, т.54, № 5, с.784–791; англ. пер.: *D.A. Lyubimov and I.V. Potekhina.* A Study of Unsteady-State Operating Conditions of a Supersonic Inlet by the RANS/ILES Method // High Temp., 2016, v.54, №5, p.737–744.
 13. *Р.Ш. Аюпов, Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов.* Анализ с помощью RANS/ILES-метода особенностей течения и акустических характеристик нерасчетной сверхзвуковой струи при большом перепаде давления // Известия РАН. МЖГ, 2018, №1; DOI: 10.1134/S0568528119010031.
англ. пер.: *R.S. Ayupov, L.A. Benderskiy, D.A. Lyubimov.* Flow features and acoustic performance analysis of off-designed supersonic jet with high NPR using RANS/ILES approach. Fluid dynamics, 2018, №1; DOI: 10.1134/S0568528119010031.
 14. *Д.А. Любимов, А.О. Chestnykh.* Flow in a High-Velocity Mixed Compression Inlet Studied by the RANS/ILES Method in Different Operation Modes // High Temp., 2018, v.56, №5, p.702-710.
 15. *M.L. Shur, P.R. Spalart, M.K. Strelets, A.K. Travin.* A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities // Int. J. Heat Fluid Flow, 2008, v.29, p.1638–1649.

Поступила в редакцию 04.03.2019

После доработки 04.03.2019

Принята к публикации 08.04.2019