

Перспективная технология для расчета сложных турбулентных течений в элементах ГТД

Краткая характеристика работы

В основе настоящей технологии лежит вихреразрешающий RANS/ILES метод высокого разрешения, основные элементы которого описаны в [1,2]. Отличительные особенности этого метода: возможность расчета сложных турбулентных течений с более высокой точностью по сравнению с RANS, высокая точность расчета сложных сверхзвуковых течений без модификации метода, что для многих вихреразрешающих методов невозможно. Кроме того, высокое разрешение метода позволяет выполнять расчеты с приемлемой точностью на сетках с относительно небольшим количеством ячеек, что особенно важно для инженерных приложений, когда необходимо проводить массовые параметрические расчеты. Дополнительно использование вихреразрешающих методов позволяют получить турбулентные пульсации всех параметров течения, что невозможно с помощью методов RANS.

В 2014 году с помощью описанной технологии были выполнены расчеты течений с различных элементах ГТД: переходных каналах между ступенями турбины, выхлопных струях, сверхзвуковых воздухозаборниках.

Переходные каналы. Тенденция современных авиадвигателей к компактности заставляет уменьшать габариты отдельных его элементов, в частности переходных диффузоров, повышается «агрессивность» диффузоров, что с неизбежностью приводит к повышению потерь полного давления и неравномерности параметров на выходе из них. Для улучшения характеристик течения в таких каналах был использован газодинамический метод управления течением: «синтетические струи», которые широко применяются для устранения отрывов на крыльях. Достоинствами синтетических струя являются компактность, отсутствие рабочего тела. Были выполнены серии расчетов по выбору режимных параметров синтетических струй и положения на стенке диффузора щелей для их выхода. На основе этих расчетов удалось определить режимные и геометрические параметры синтетических струй, которые позволили улучшить характеристики «агрессивного» межтурбинного диффузора и поднять их до уровня этих параметров исходного, длина которого на 20% больше. Геометрия диффузоров показана рис. 1

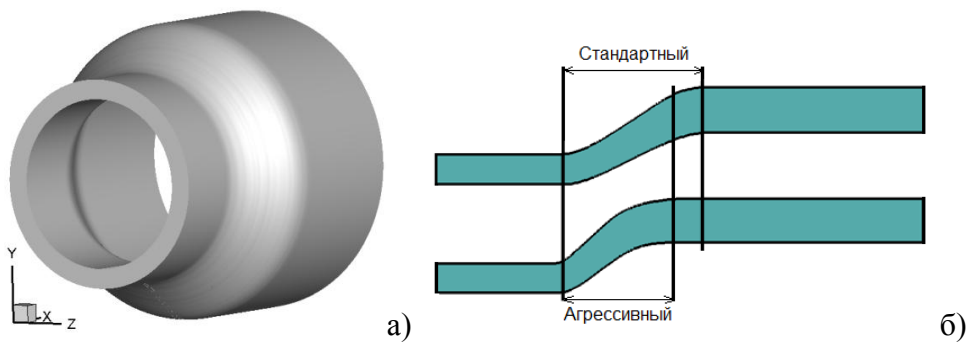


Рис. 1. Общий вид межтурбинного диффузора (а), продольное сечение канала стандартного и «агрессивного» диффузоров (б).

Этот эффект был получен при помощи синтетических струй с амплитудой 70м/с и частой 150Гц . На рис.2 видно, что синтетические струи позволяют понизить пиковые значения пульсаций параметров течения на выходе из «агрессивного» диффузора и приблизить их значения уровню этих параметров в исходном канале.

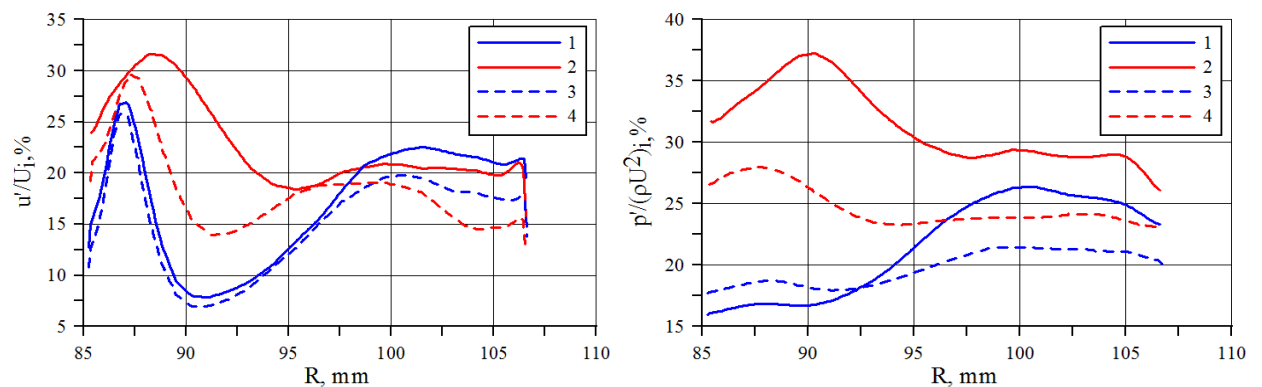


Рис. 2. Радиальное распределение пульсаций скорости (слева) пульсаций статического давления (справа) на выходе из диффузора. 1-стандартный диффузор; 2-«агрессивный» диффузор; 3-стандартный диффузор с синтетическими струями $q=70\text{м/с}$, $f=175\text{Гц}$; 4-«агрессивный» диффузор с синтетическими струями $q=70\text{м/с}$, $f=175\text{Гц}$.

Выхлопные струи. Важность исследования выхлопных струй продиктована в наибольшей степени экологическими требованиями: важно уметь рассчитывать шум струй, а также оценивать эффективность средств его снижения, например шевронов. Были выполнены расчеты течения параметров турбулентности и шума для затопленных дозвуковых струй из конического и шевронных сопел, как холодных, так и с температурой на срезе сопла около 800К на сетках, содержащих $(3-4.5) \times 10^6$ ячеек. Было получено, что настоящая технология обеспечивает точность расчета параметров выше, чем коммерческие пакеты на тех же расчетных сетках. Расчеты шума дозвуковых струй из конического и шевронных сопел с разным углом наклона шевронов показали, что на использованных сетках достигается высокая точность расчета, как интегрального уровня шума, так и 1/3-октавных спектров для различных углов наблюдения. Интегральный

уровень шума хорошо совпадает с данными экспериментов для углов наблюдения $\theta > 30^\circ - 40^\circ$, 1/3 октавные спектры звукового давления приемлемо совпадают с экспериментом в зависимости от типа сопла, температуры струи и угла наблюдения до чисел $Sh = 4-8$.

Интегральный уровень шума для холодной сверхзвуковой струи ниже в зависимости от угла наблюдения θ , чем в эксперименте, на 1-6дБ. Точность расчета узкополосных спектров шума зависит от угла наблюдения θ и числа Sh , максимальное различие достигает 3-6дБ при $\theta < 145^\circ$. при этом наблюдается удовлетворительное совпадение с расчетами других авторов. Для угла $\theta = 145^\circ$ при $Sh > 0.35$ отличие составляет 8-10дБ, причем для этого угла наблюдения уровень шума в горячей струе практически такой же, как и в холодной, во всем диапазоне исследованных чисел Sh . Для горячей струи для $Sh = 0.06-2$ разница между настоящим расчетом и расчетом других авторов на мелкой сетке не превышает 2дБ.

Было исследовано влияние экрана на течение в нерасчетной сверхзвуковой струе их прямоугольного сопла, геометрия которого показана на рис. 3.

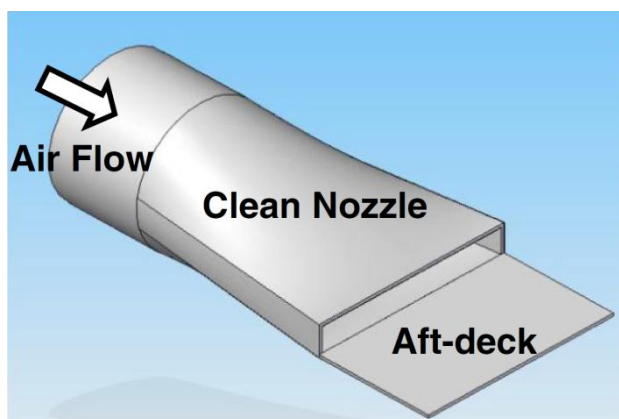
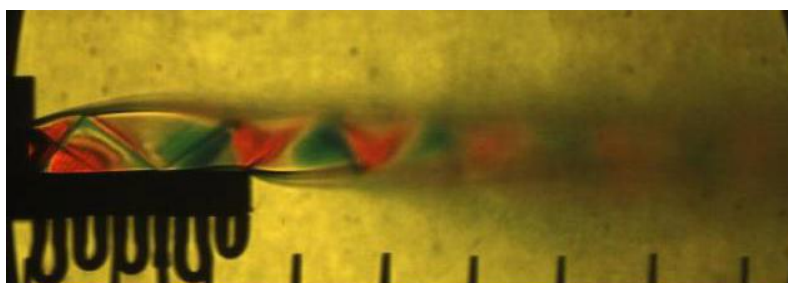


Рис. 3. Геометрия прямоугольного сопла с экраном.

Структура течения, полученная в расчетах, соответствовала той, что наблюдалась в эксперименте (рис.4). Это свидетельствует о высокой точности рассматриваемой технологии.



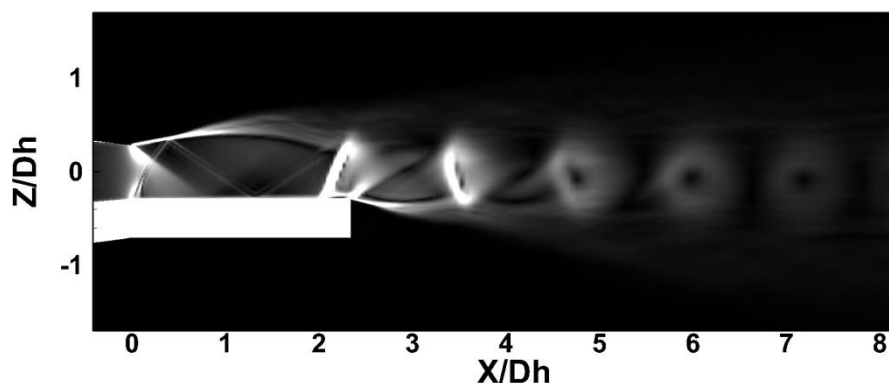


Рис. 4. Модуль градиента плотности в струе при наличии экрана: сверху – эксперимент, внизу – расчет.

Следующей важной для практики задачей являются выхлопные струи, распространяющиеся вдоль аэродрома и взаимодействие таких струй с различными препятствиями – отбойниками. Это важно и с точки зрения безопасности людей и техники, которые находятся поблизости, а также определения силовых и температурных нагрузок на отбойник.

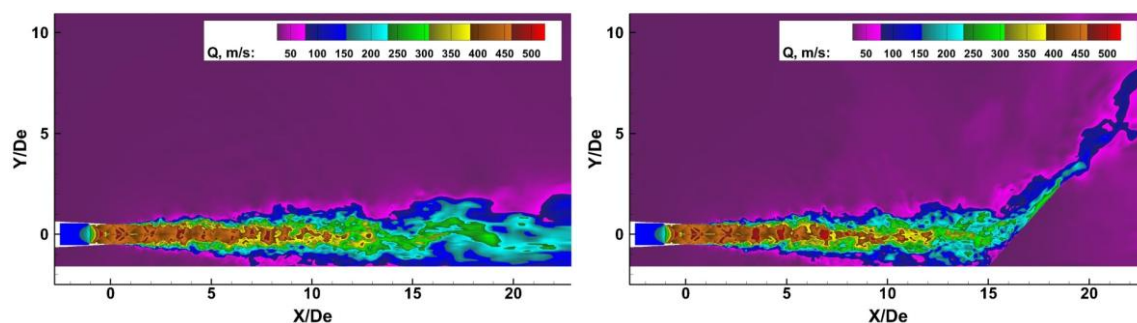


Рис. 5. Мгновенное поле скорости в свободной нерасчетной сверхзвуковой струе (слева) и в пристеночной струе с отбойником (справа).

На рис. 5 показаны мгновенные поля модуля скорости в свободной и пристеночной струях. В обоих случаях $\pi_c=4$. Интегральный уровень в ближнем поле свободной и пристеночной струе с отбойником показан на рис. 6. Видно, что область с опасным уровнем шума у струи с отбойником шире, чем в свободной струе.

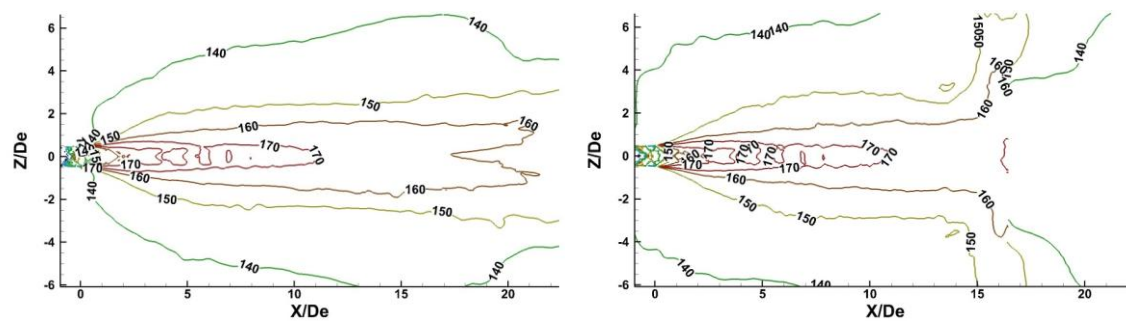


Рис. 6. Уровень пульсаций давления около свободно (слева) и пристеночной с отбойником струй.

Сверхзвуковые воздухозаборники. Течение в сверхзвуковых воздухозаборниках (ВЗ) на нерасчетных режимах имеет нестационарный характер, вызванный либо взаимодействием замыкающего скачка уплотнения с пограничным слоем, либо помпажными явлениями. Для оценки точности настоящей технологии были выполнены расчеты течения и параметров турбулентности в модельного ВЗ смешанного сжатия, который был исследован экспериментально в работе [3]. Геометрия ВЗ, из этой работы показана на рис. 7. Расчетное число Маха для этого ВЗ было 2.

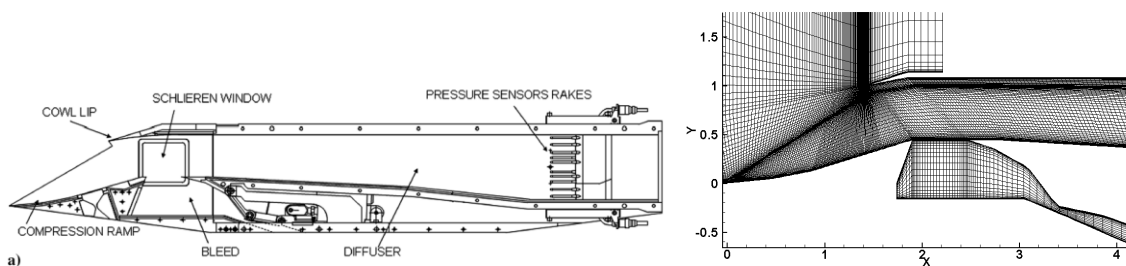


Рис. 7. Геометрия экспериментальной модели ВЗ (слева) и фрагмент расчетной сетки (справа).

Были рассмотрены варианты ВЗ как с системой слива пограничного слоя, так и без нее. Расчеты выполнялись для различных чисел Маха набегающего потока. На рис. 8 показана дроссельная характеристика, построенная как по осредненным, так и по мгновенным значениям параметров на выходе из ВЗ. Видно, что система слива позволяет сдвинуть границу больших колебаний в сторону меньших f . Осциллограмма давления в различных точках на стенке ВЗ на предпомпажном режиме показана на этом же рисунке. Видны высокочастотные колебания, вызванные турбулентными эффектами. Для всех исследованных режимов получено хорошее совпадение с экспериментом по дроссельным характеристикам и удовлетворительное по началу помпажных колебаний.

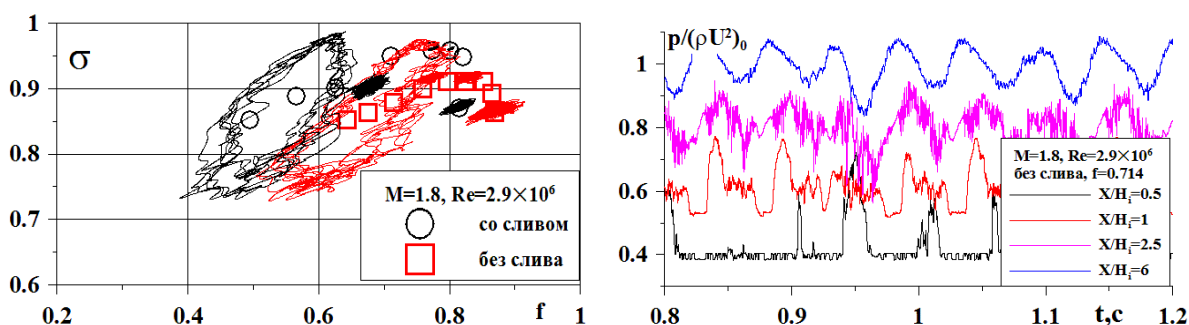


Рис. 8. Дроссельная характеристика (слева) и осциллограммы давления на нижней стенке ВЗ без системы слива для режима с коэффициентом расхода $f=0.74$

Были выполнены расчеты обтекания перспективного компактного конвергентного пространственного ВЗ, геометрия которого разработана в ЦИАМ. для легкого СДС на дроссельных и близких к помпажным режимам с учетом работы системы управления пограничным слоем – системы слива пограничного слоя. Число ячеек структурированной

многоблочной сетки составляло 3.5×10^6 . На рис. 9 показан внешний вид ВЗ в компоновке с фюзеляжем и крылом. Настоящие расчеты были выполнены для изолированного ВЗ. В ходе расчетов было исследовано влияние степени дросселирования ВЗ и расхода через систему слива пограничного слоя на характеристики ВЗ. Увеличение расхода через систему слива пограничного слоя, который определялся высотой критического сечения H_{bleed} в ее выходном тракте позволило улучшить характеристики течения на выходе из ВЗ, на режимах дросселирования: снижается уровень потерь полного давления и уровень пульсаций статического давления и продольной компоненты скорости. Это видно на рис. 10.

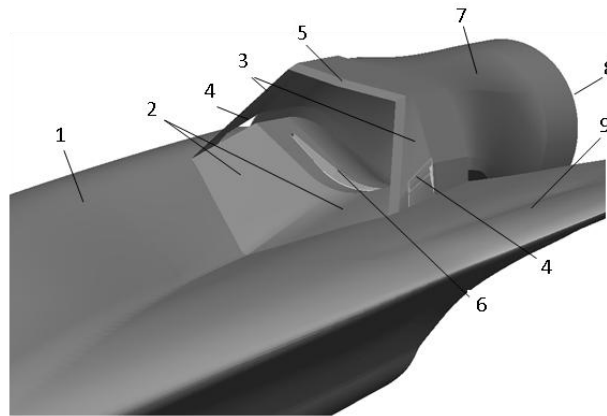


Рис. 9. Схема конвергентного ВЗ в компоновке: 1 – фюзеляж, 2 – поверхности торможения ВЗ, 3 – боковые стенки, 4 – окна перепуска воздуха, 5 – передняя кромка обечайки, 6 – щель слива пограничного слоя в горле ВЗ, 7 – дозвуковой диффузор, 8 – выходное сечение ВЗ, 9 – крыло ЛА

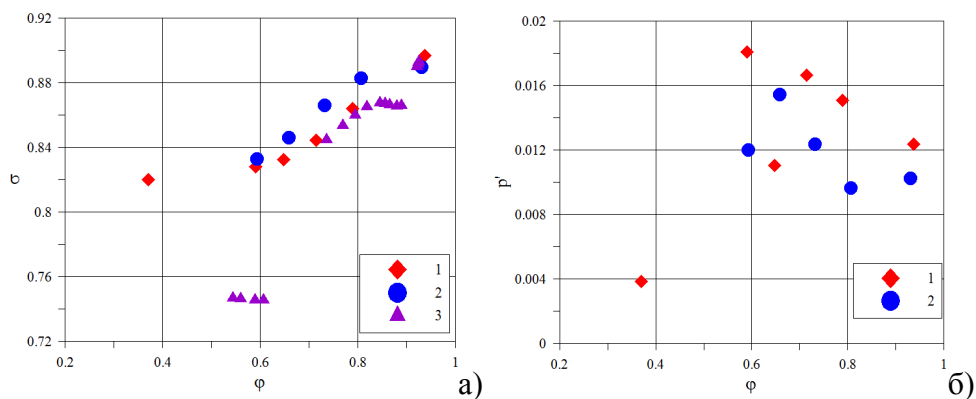


Рис. 10. Влияние расхода через систему слива на дроссельные характеристики ВЗ (а) и на осредненные по площади выходного сечения пульсации давления от степени

дросселирования ВЗ (б). Расчет: $M=1.82$: 1– $N_{\text{bleed}}=0.05N_i$, 2– $N_{\text{bleed}}=0.10N_i$, 3– эксп. ЦИАМ при $M=1.87$.

Установлено, что уже при относительно малом дросселировании происходит разрушение системы косых скачков уплотнения, в которых торможение происходит оптимальным образом, реализуется режим с выбитым прямым скачком уплотнения. Это приводит к увеличению потерь полного давления на выходе из ВЗ, а также к заметной неравномерности параметров, как течения, так и турбулентности в выходном сечении. На рис. 10 показано влияние степени дросселирования на величину коэффициента восстановления полного давления на выходе из ВЗ σ для различных вариантов системы слива (рис.10а). При дальнейшем дросселировании наблюдается предпомпажный режим работы ВЗ, который характеризуется повышенным уровнем пульсаций давления в канале и на выходе из ВЗ (см. рис. 10б), причем максимум их наблюдается в области взаимодействия прямого скачка уплотнения и пограничного слоя. На этом режиме меняется картина распределения пульсаций скорости и давления на выходе из ВЗ, а их максимальный уровень наблюдается в нижней части выходного сечения.

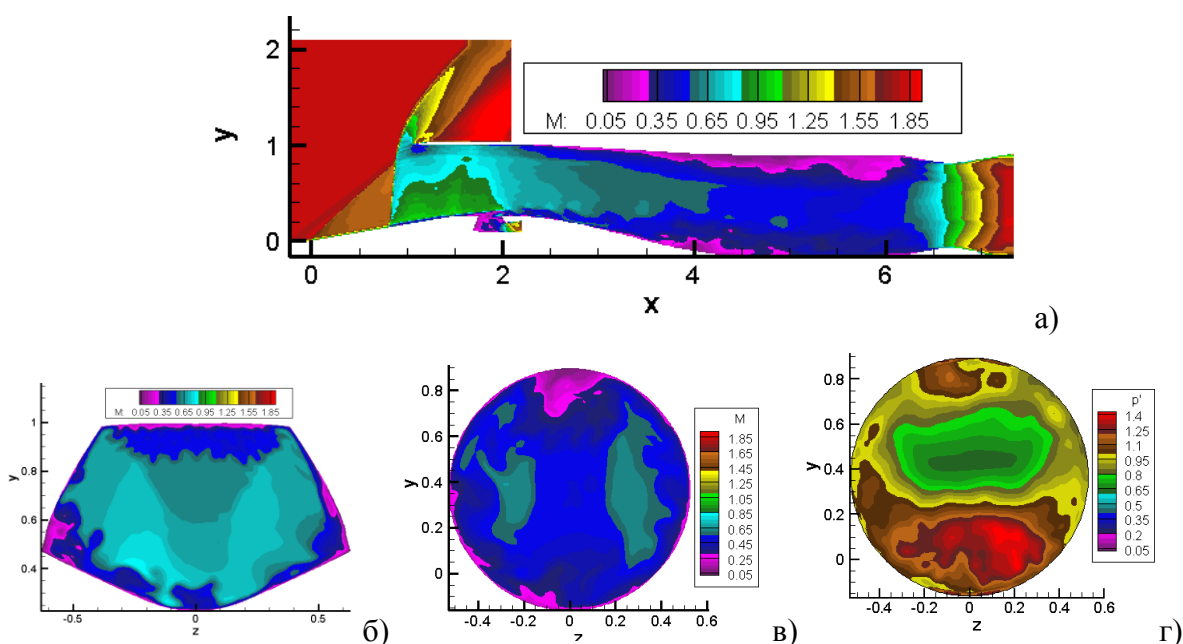


Рис. 11. Поля распределения параметров течения и турбулентности при $\phi=0.87$, $N_{\text{bleed}}=0.10N_i$: а – мгновенное число Маха в продольном сечении, б) – мгновенное число Маха при $X=2.5$, в – мгновенное число Маха на Выходе из ВЗ, г – пульсаций статического давления на выходе из ВЗ.

На рис. 11 для режима с $\phi=0.87$ показаны поля распределения различных параметров. Видно, что замыкающий прямой скачок уплотнения уже вышел из канала ВЗ, В диффузоре течение отрывное, это приводит к тому, что на выходе из ВЗ наблюдается большая неравномерность в распределении параметров турбулентности. Это наглядно

видно на рис. 11г, где показаны пульсации статического давления на выходе ВЗ, отнесенные к скоростному напору на входе.

В заключение следует отметить, что в литературе не удалось найти столь подробного исследования течения в сверхзвуковых ВЗ с помощью численных методов: как методов RANS, так и вихреразрешающих. Все представленные расчеты были вымолены на сетка, содержащих $(1-8) \times 10^6$ ячеек. Это сокращает время счета и позволяет Проводить вычисления на небольших настольных кластерах.

Библиография

1. Любимов Д.А. Разработка и применение эффективного RANS/ILES метода для расчета сложных турбулентных струй. // ТВТ. – 2008. – Т.46. – №2. – С. 271-282.
2. Любимов Д.А. Применение комбинированного RANS/ILES-метода для исследования отрывных пространственных турбулентных течений в криволинейных диффузорах // ТВТ. 2010. Т. 48. № 2. С. 279-289.
3. Trapier S., Duveau, P., Sébastien Deck S. Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz // AIAA J. 2006. V. 44. № 10. P. 2354-2365.

Перечень диссертаций, защищенных по материалам представляемой работы:

Любимов Д.А. Анализ турбулентных струйных и отрывных течений в элементах ГТД комбинированными RANS/LES-методами высокого разрешения. Диссертация на соискание ученой степени д.ф.-м.н. Защищена 13 ноября 2014г.

Перечень докладов на конференциях по представляемой работе:

1. Любимов Д.А., Потехина И.В. Применение RANS/ILES-метода высокого разрешения для исследования нестационарных режимов работы сверхзвукового воздухозаборника // Материалы Четырнадцатой Международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики». – М.: МЦНМО, 2014. – 164с. 4-13 июня 2014 г., г. Евпатория, С. 101-102.
2. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Потехина И.В., Федоренко А.Э. Исследование сложных турбулентных течений с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения// Материалы Четырнадцатой Международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики». – М.: МЦНМО, 2014. – 164с. 4-13 июня 2014 г., г. Евпатория, С. 25-27.
3. Любимов Д.А., Потехина И.В. Исследование RANS/ILES-методом эффективности воздействия синтетических струй на отрывные течения в диффузорных каналах различной геометрии // 29-ый Конгресс Международного Совета по авиационным наукам (ICAS2014) 7-12 сентября 2014г

4. Бендерский Л.А., Любимов Д.А., Потехина И.В., Федоренко А.Э. Применение RANS/ILES-технологии высокого разрешения для расчета пристеночных струй и слоев смешения // Сборник тезисов Пятой всероссийской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике», 22-27 сентября 2014 г., г. Светлогорск, стр.39-43.
5. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Исследование RANS/ILES-методом высокого разрешения влияния геометрии сопла и режима истечения на параметры течения и шум турбулентных струй // Сборник тезисов Пятой всероссийской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике», 22-27 сентября 2014 г., г. Светлогорск, стр.35-38.
6. Любимов Д.А., Потехина И.В. Численное моделирование отрывных турбулентных течений в турбореактивных двигателях RANS/ILES методом высокого разрешения // Тезисы XV международной конференции «Супервычисления и математическое моделирование», 13-17 октября 2014 года, г. Саров, С. 91-92.
7. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Исследование влияния температуры на входе в сопло на параметры турбулентности и шум до- и сверхзвуковых струй из сопел разных типов с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения // Материалы XXVI Научно-технической конференции по аэродинамике в п. Володарского. 26-27 февраля 2015 г. С. 47-48.
8. Любимов Д.А., Потехина И.В. Исследование пространственного воздухозаборника на дроссельных и близких к помпажным характеристиках с помощью RANS/ILES-метода // Материалы XXVI Научно-технической конференции по аэродинамике в п. Володарского. 26-27 февраля 2015 г. С. 156-157.

Перечень статей по представляемой работе:

1. Потехина И.В., Любимов Д.А. Численное исследование управления с помощью синтетических струй отрывными течениями в переходных межтурбинных диффузора // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 01. С. 68–86. <http://technomag.bmstu.ru/doc/753472.html>
2. Бендерский Л. А., Любимов Д. А. Исследование влияние режимных параметров на течение и характеристики турбулентности дозвуковых струй из конического и шевронных сопел с помощью RANS/ILES- метода высокого разрешения // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 02. С. 42–57. DOI: 10.7463/0215.0758676.

3. Любимов Д.А., Потехина И.В. Применение RANS/ILES-метода для анализа эффективности управления отрывными течениями в диффузорах с помощью синтетических струй // МЖГ. 2015. №4. С. 144-154.
4. Любимов Д.А., Потехина И.В. Исследования нестационарных режимов работы сверхзвукового воздухозаборника RANS/ILES методом // ТВТ. Принята к печати.
5. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Анализ влияния параметров течения на срезе сопла на характеристики турбулентности и уровень шума в струях из сопел разных типов // МЖГ Принята к печати.
6. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Исследование RANS/ILES-методом высокого разрешения влияния геометрии сопла и режима истечения на параметры течения и шум турбулентных струй // Уч. Зап. ЦАГИ Принята к печати