

УДК 519.6:533.6

ИССЛЕДОВАНИЕ RANS/ILES-МЕТОДОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ТЕЧЕНИЯ В ПРОСТРАНСТВЕННОМ ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА БИЗНЕС-КЛАССА В ДРОССЕЛЬНЫХ РЕЖИМАХ

© 2021 г. Д. А. Любимов*, И. В. Кукшинова**, В. А. Виноградов***

Центральный институт авиационного моторостроения, Москва, Россия

*E-mail: lyubimov@ciam.ru

**E-mail: iriska-ip@mail.ru

***E-mail: slavavino@ciam.ru

Поступила в редакцию 29.09.2020 г.

После доработки 29.09.2020 г.

Принята к публикации 19.05.2021 г.

С помощью комбинированного RANS/ILES-метода (Reynolds Averaged Navier-Stokes – RANS, Implicit Large Eddy Simulation – ILES) высокого разрешения исследовано течение в пространственном воздухозаборнике самолета бизнес-класса с расчетным числом Маха $M = 1.82$. Рассмотрены два варианта геометрии воздухозаборника: изолированный и с имитатором планера. Расчеты проведены при разной степени дросселирования течения. Для изолированного воздухозаборника расчеты выполнялись для двух вариантов системы слива пограничного слоя. Для улучшения характеристик воздухозаборника с имитатором планера, кроме системы слива, был оборудован окнами перепуска воздуха на боковых щеках. В ходе расчетов получены дроссельные характеристики для обоих вариантов воздухозаборника, зависимости уровня пульсаций давления и продольной скорости в выходном сечении воздухозаборника от степени дросселирования. Показано, что наличие имитатора планера оказывает сильное влияние на течение в воздухозаборнике. Данные расчетов сравниваются с имеющимися экспериментальными данными для воздухозаборника с имитатором планера при $M_\infty = 2$.

DOI: 10.31857/S0040364421040153

ВВЕДЕНИЕ

При расчете характеристик сверхзвуковых воздухозаборников (ВЗ) успешно применяется численное моделирование. Чаще всего решаются осредненные по Рейнольдсу стационарные уравнения Навье–Стокса (RANS), для замыкания которых используется та или иная модель турбулентности. В тех случаях, когда течение в канале ВЗ может считаться стационарным, удается с приемлемой точностью описать течение на входе в двигатель [1, 2].

Однако в режимах с дросселированием, переходных и близких к помпажным, замыкающий скачок уплотнения большой интенсивности вызывает нестационарный отрыв пограничного слоя. При этом в области взаимодействия пограничного слоя со скачком уплотнения наблюдается наибольший уровень пульсаций статического давления [3–5]. При увеличении интенсивности дросселирования уровень пульсаций во всем канале ВЗ возрастает и может наступить помпаж ВЗ. Для практических приложений важно знать величину турбулентных пульсаций параметров течения на входе в двигатель в дроссельных режимах и

границу помпажа. Проведение экспериментального исследования течения в ВЗ в таких режимах часто затруднительно. По этой причине все большее распространение приобретают методы с явным разрешением турбулентных вихрей (LES, RANS/LES) [4, 5], которые позволяют получить практически значимую информацию о течении в ВЗ во всем диапазоне дросселирования. В статье [5] для исследования помпажа сверхзвукового ВЗ использован метод DDES [6] (Delayed Detached Eddy Simulation), который относится к классу комбинированных RANS/LES-методов. Подобные методы позволяют значительно уменьшить потребные вычислительные ресурсы по сравнению с LES. При этом хорошо описываются отрывные течения, что затруднительно при использовании RANS. Так, в работе [6] с помощью метода DDES удалось получить результаты, которые совпадают с экспериментом значительно лучше, чем результаты RANS.

Эффективным является применение вихре-разрешающих методов в дополнение к экспериментам. Это позволяет уменьшить количество экспериментов, расширить диапазон изменения параметров течения, получить параметры потока

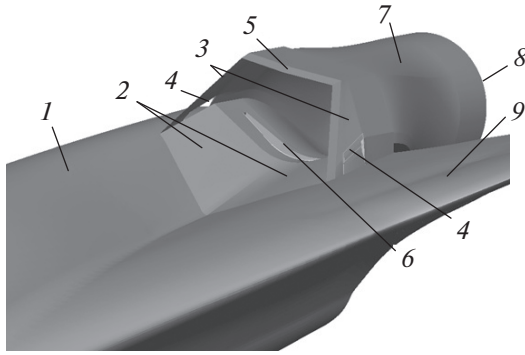


Рис. 1. Схема сверхзвукового ВЗ, интегрированного с планером СБК: 1 – фюзеляж, 2 – поверхности торможения, 3 – боковые стенки, 4 – окна для перепуска воздуха, 5 – передняя кромка обечайки, 6 – щель для слива воздуха в области горла, 7 – дозвуковой диффузор, 8 – выходное сечение канала, 9 – крыло.

с учетом нестационарного характера течения, а также значения турбулентных пульсаций различных параметров в канале и на выходе из ВЗ. Например, в работе [7] представлены результаты расчетов комбинированным RANS/ILES-методом высокого разрешения [8] течения в ВЗ смешанного сжатия с прямоугольным сечением входа и диффузора, оборудованного системой слива пограничного слоя. Продемонстрирована высокая точность расчета дроссельных характеристик ВЗ, а также параметров течения и уровня турбулентных пульсаций на выходе из диффузора ВЗ. Следует отметить, что монотонные разностные схемы высокого разрешения в методах ILES позволяют проводить расчеты течений со скачками уплотнения с высокой точностью без дополнительной настройки метода. Это делает их особенно привлекательными для расчетов течений в сверхзвуковых ВЗ.

У современных сверхзвуковых самолетов бизнес-класса (СБК) наблюдается тенденция интегрирования силовой установки с планером самолета. Как правило, рассматриваются силовые установки, расположенные в хвостовой части планера или на крыле. Близкое расположение ВЗ к планеру самолета приводит к тому, что на вход в него может попадать пограничный слой, и это ухудшит характеристики ВЗ и изменит режим его работы.

Настоящая работа посвящена численному исследованию влияния имитатора планера на характеристики компактного пространственного ВЗ с расчетным числом Маха $M = 1.82$ для сверхзвукового СБК при дроссельных и близких к помпажным режимам. Геометрия ВЗ предложена в [9] и экспериментально исследована в [10], расчеты выполнены с помощью комбинированного RANS/ILES-метода [8]. Ранее в [11] были представлены результаты применения данного метода

для исследования влияния синтетических струй на течение в ВЗ [9] и показано, что с их помощью можно улучшить характеристики ВЗ.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Общий вид ВЗ сверхзвукового СБК, интегрированного с планером самолета, показан на рис. 1. Экспериментально в [10] исследованы несколько моделей ВЗ. Первоначально был рассмотрен вариант изолированного ВЗ (ВЗ № 1). В этом случае отсутствовали окна перепуска воздуха 4 (рис. 1) на щеках ВЗ. В модели ВЗ с имитатором планера (ВЗ № 2) фюзеляж 1 и крыло 9 были заменены V-образной пластиной с углом развала 120° , установленной перед входом в ВЗ. Длина пластины была в три раза больше высоты входа в ВЗ – H_i . При выполнении расчетов к выходному сечению диффузора ВЗ был пристыкован цилиндрический участок, заканчивающийся соплом Лавалья. Площадь его критического сечения S_{thr} определяла режим течения в ВЗ. В ходе расчетов варьировалась величина TR , которая определялась как $TR = 1 - S_{thr}/S_{out}$, где S_{out} – площадь выходного сечения ВЗ. При $TR = 0$ канал ВЗ полностью открыт, при $TR = 1$ – закрыт. Воздухозаборник был оборудован системой слива пограничного слоя через щель в области горла. Полость системы слива соединялась с внешним потоком с помощью сопла Лавалья с высотой критического сечения H_{bl} . На выходе из системы слива задавалось давление внешнего потока. При малой степени повышения давления в канале ВЗ истечение из сопла системы слива было дозвуковым, и расход через систему слива мог меняться. При повышении давления, когда замыкающий прямой скачок уплотнения оказывался выше по потоку от входной щели системы слива, происходило запираение течения в выходном сечении системы слива, расход через нее менялся слабо, достигая максимальных значений, и определялся H_{bl} .

Расчеты проводились для чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 1.8$ и 2. Статическое давление p и температура T набегающего потока соответствовали условиям эксперимента [10], с данными которого сравнивались результаты расчетов. Для $M_\infty = 1.8$ эти параметры были $p_\infty = 30$ кПа, $T_\infty = 182$ К. Для ВЗ № 2 число Рейнольдса, рассчитанное по высоте входа ВЗ H_i и скорости набегающего потока U_0 , во всех расчетах равнялось $Re = 1.09 \times 10^6$. Для $M_\infty = 2$ эти параметры равны $p_\infty = 25$ кПа, $T_\infty = 167$ К и $Re = 1.14 \times 10^6$. Для изолированного ВЗ № 1 расчеты проводились при $p_\infty = 10^5$ Па, $T_\infty = 300$ К и $Re = 1.6 \times 10^6$.

Использовались следующие граничные условия. На сверхзвуковых границах, через которые поток втекает, фиксировались все параметры потока. На границах, через которые поток вытекает, все параметры принимались равными значениям

изнутри расчетной области. На твердых стенках ставилось комбинированное условие функция стенки/прилипание в зависимости от значения Y^+ в центре соседней со стенкой ячейки.

Расчеты проводились на структурированных расчетных сетках, грани ячеек которых совпадали с границами расчетной области и поверхностью ВЗ. Для ВЗ №1 общее число ячеек расчетной сетки $\sim 3.5 \times 10^6$, для ВЗ №2 – 4.4×10^6 .

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ ТЕЧЕНИЯ В ИЗОЛИРОВАННОМ ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ

Вначале исследовалось влияние параметров системы слива на характеристики изолированного ВЗ №1 при $M = 1.82$. Рассматривались два варианта системы слива пограничного слоя с $H_{bl} = 0.05Hi$ и $H_{bl} = 0.1Hi$. Влияние расхода через систему слива на течение в канале ВЗ представлено на рис. 2а и 2б. На рисунках показаны мгновенные поля чисел Маха в продольном сечении ВЗ для систем слива с $H_{bl} = 0.05Hi$ и $H_{bl} = 0.1Hi$ при $TR = 0.2$. Можно видеть, что структура течения в канале ВЗ различна. Во втором случае она более сложная, с интенсивным повторным разгоном потока в канале ВЗ перед замыкающим скачком уплотнения, который имеет λ -форму.

В обоих случаях наблюдается небольшой отрыв пограничного слоя при взаимодействии со скачками уплотнения вблизи нижней стенки диффузора ВЗ.

Влияние увеличения степени дросселирования с $TR = 0.2$ до $TR = 0.45$ при $H_{bl} = 0.1Hi$ на течение в ВЗ показано на рис. 2б–2г. Видно, что при увеличении дросселирования до значения $TR = 0.3$ происходит разрушение системы косых скачков уплотнения, в которых осуществляется оптимальное торможение потока. Соответственно, торможение потока происходит в косом скачке, идущем от носика ВЗ, и в отошедшем прямом скачке уплотнения. Это показано на рис. 2в. В результате возрастают потери полного давления, более интенсивным становится отрыв и увеличивается неравномерность параметров на выходе из ВЗ.

На рис. 2г показано поле мгновенного распределения чисел Маха в продольном сечении ВЗ при $TR = 0.45$. В данном режиме замыкающий скачок уплотнения вызывает заметный отрыв пограничного слоя на поверхности торможения перед входом в ВЗ. Система слива пограничного слоя частично забирает оторвавшийся поток. Скачки уплотнения образуют λ -структуру. В месте слияния косого и прямого скачков уплотнения образуется тангенциальный разрыв. Разрушение тангенциального разрыва вниз по потоку приводит к образованию вихревого следа. В этом режиме распределения параметров течения и турбулентности на выходе из ВЗ отличаются значительной неравномерностью. В распределении

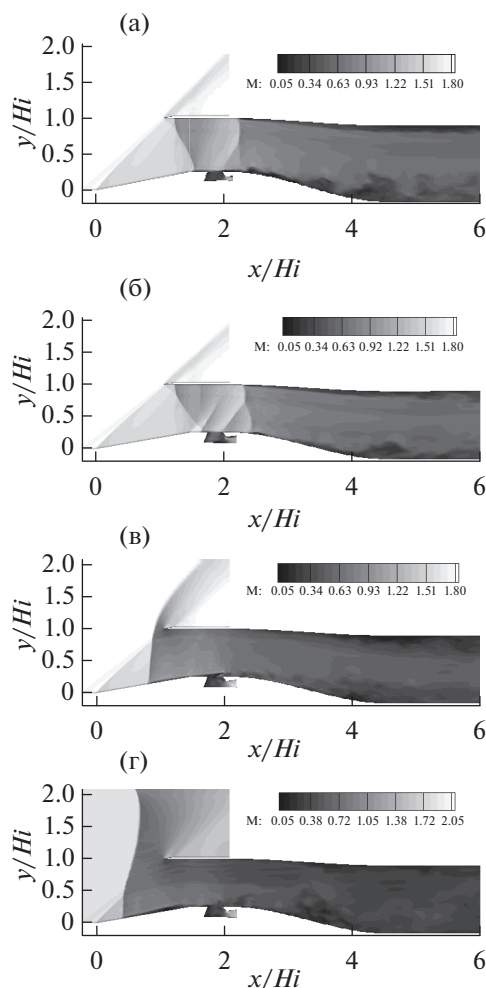


Рис. 2. Влияние дросселирования и H_{bl} на мгновенные поля чисел Маха в продольной плоскости симметрии изолированного ВЗ №1: (а) – $TR = 0.2$ ($\varphi \approx 0.97$), $H_{bl} = 0.05Hi$; (б) – $TR = 0.2$ ($\varphi \approx 0.97$), $H_{bl} = 0.1Hi$; (в) – $TR = 0.3$ ($\varphi \approx 0.84$), $H_{bl} = 0.1Hi$; (г) – $TR = 0.45$ ($\varphi \approx 0.62$), $H_{bl} = 0.1Hi$.

мгновенного поля полного давления неравномерность достигает 10–12%. В нижней части выходного сечения ВЗ уровень полного давления в целом выше, чем в верхней. Уровень пульсаций продольной скорости и статического давления в нижней части выходного сечения выше, чем в верхней, и при этом максимум пульсаций находится около вертикальной плоскости симметрии течения. Он составляет 4.5% от скорости набегающего потока. Уровень пульсаций статического давления в этом сечении не превышает 1.7% от скоростного напора набегающего потока.

Далее представлены параметры течения и турбулентности в выходном сечении ВЗ, осредненные по времени и по площади сечения, в зависимости от степени дросселирования (коэффициента расхода φ) для разных значений H_{bl} системы слива.

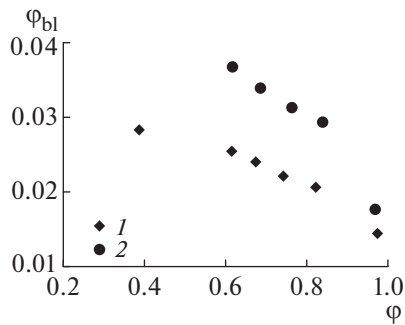


Рис. 3. Зависимость коэффициента расхода воздуха Φ_{bl} через систему слива в горле ВЗ от коэффициента расхода ϕ : 1 – $H_{bl} = 0.05Hi$, 2 – $H_{bl} = 0.1Hi$.

На рис. 3 приведены зависимости коэффициента расхода через систему слива Φ_{bl} от степени дросселирования ВЗ для обоих значений H_{bl} . При малом дросселировании давление в области щели для слива пограничного слоя невелико, поэтому коэффициент расхода через систему слива составляет $\Phi_{bl} = 0.01–0.02$. При повышении степени дросселирования он возрастает до $\Phi_{bl} = 0.02–0.035$ при $\phi = 0.6$. При дальнейшем дросселировании для варианта системы слива с $H_{bl} = 0.05Hi$ расход через нее меняется незначительно, что свидетельствует о заклинивании системы слива. Интересно, что коэффициент расхода Φ_{bl} возрастает менее чем в полтора раза при увеличении H_{bl} в два раза. Это говорит о том, что заметную роль играет сопротивление тракта слива, от которого зависит реальный перепад давления в системе слива.

Дроссельные характеристики ВЗ для двух значений H_{bl} показаны на рис. 4. Видно, что величина H_{bl} влияет на величину σ при дроссельных режимах: при большем расходе через систему слива коэффициент полного давления σ возрастает при $\phi > 0.6$. На рисунке также приведены имеющиеся для этого ВЗ данные эксперимента [10] при $M_\infty = 1.87$. Видно, что качественно расчетные и экспериментальные данные совпадают, однако в эксперименте из-за большего M_∞ потери полного давления несколько выше.

Зависимости уровня осредненных по площади выходного сечения ВЗ пульсаций статического давления p' , отнесенных к скоростному напору набегающего потока q_∞ , от степени дросселирования ВЗ показаны на рис. 5 для двух значений H_{bl} . Для варианта с $H_{bl} = 0.05Hi$ уровень пульсаций несколько выше. Аналогичная зависимость для пульсаций продольной скорости u' , отнесенных к скорости набегающего потока U_∞ , также приведена на рис. 5. Видно, что при увеличении дросселирования (уменьшении ϕ) ВЗ уровни пульсаций статического давления и скорости возрастают, при этом значения выше для варианта системы слива с $H_{bl} = 0.05Hi$, т.е. при меньшем расходе через систему слива. Это обусловлено

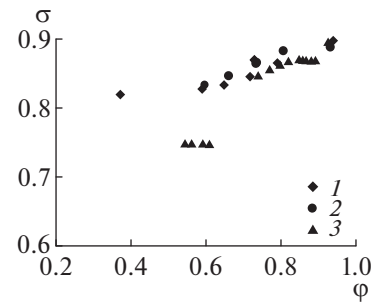


Рис. 4. Дроссельные характеристики ВЗ № 1: 1 – расчет, $M_\infty = 1.82$, $H_{bl} = 0.05Hi$; 2 – расчет, $M_\infty = 1.82$, $H_{bl} = 0.1Hi$; 3 – эксперимент [10], $M_\infty = 1.87$.

тем, что при меньшем расходе через систему слива отрывная зона на нижней стенке диффузора ВЗ больше (рис. 3а и 3б), что приводит к большему уровню пульсаций параметров течения на выходе из ВЗ. Для пульсаций статического давления максимум достигается при $\phi = 0.6–0.72$, а для пульсаций скорости – при $\phi = 0.68–0.75$. При дальнейшем увеличении дросселирования уровень пульсаций снижается. Причиной этого является то, что скорость потока в ВЗ при данных TR уменьшается, вследствие чего снижается уровень турбулентных пульсаций (рис. 2в и 2г). Влияние расхода через систему слива на значение ϕ , при котором наблюдается максимум пульсаций, разнонаправлено для пульсаций скорости и давления.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ ТЕЧЕНИЯ В ВЗ С ИМИТАТОРОМ ПЛАНЕРА ПРИ $M_\infty = 1.8$

Геометрия интегрированного с имитатором планера ВЗ № 2 совпадала с геометрией изолированного пространственного ВЗ № 1. Единственным отличием были окна перепуска на боковых щеках ВЗ. Был исследован только один вариант системы слива с $H_{bl} = 0.05Hi$. Перед ВЗ располагалась V-образная пластина, имитирующая элементы планера самолета: часть фюзеляжа и часть крыла. Полная информация о модели ВЗ № 2

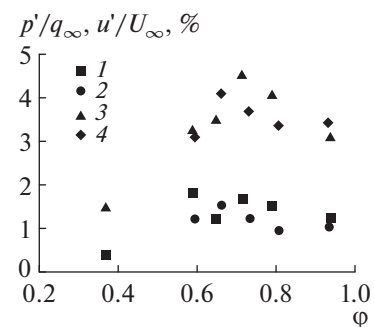


Рис. 5. Влияние дросселирования и H_{bl} на уровень пульсаций статического давления (1, 2) и продольной скорости (3, 4) в сечении выхода ВЗ: 1, 3 – $H_{bl} = 0.05Hi$; 2, 4 – $H_{bl} = 0.1Hi$.

приведена в работе [10]. Как и для изолированного ВЗ, к выходному сечению диффузора было пристыковано сопло Лавала, площадь критического сечения которого менялась в процессе расчетов при моделировании дросселирования.

Наличие имитатора планера приводит к значительному изменению работы ВЗ на дроссельных режимах. Толстый пограничный слой при взаимодействии со скачком уплотнения легче отрывается и образует отрывную зону большего размера. При помпажных режимах выбитая ударная волна выходит из ВЗ и, двигаясь вверх по потоку, вызывает отрыв пограничного слоя на поверхности пластины. Это дополнительно увеличивает размеры отрывной зоны и интенсивность турбулентных пульсаций по сравнению с изолированным ВЗ.

Иллюстрацией влияния имитатора планера на течение в ВЗ могут служить рисунки, на которых показаны поля течения и параметров турбулентности в продольном сечении (рис. 6) и сечении выхода из ВЗ (рис. 7) при различном дросселировании. На рис. 6а видно, что при малой степени дросселирования ($TR = 0.2$) течение близко к расчетному. Отрывная зона в нижней части диффузора невелика, но больше, чем у изолированного ВЗ в этом режиме (рис. 2а). В течении видна система скачков уплотнения и вееров волн разрежения, которые формируют сложный трехмерный поток в сверхзвуковой части ВЗ, где происходит торможение потока. С увеличением дросселирования при $TR = 0.35$ система косых скачков уплотнения, в которых происходит торможение потока в ВЗ, разрушается, а заменивший ее прямой скачок уплотнения вызывает отрыв пограничного слоя, который распространяется до носика ВЗ. Этот режим представлен на рис. 6б. В режиме течения при $TR = 0.55$ отрыв пограничного слоя распространяется еще выше по потоку и начинается уже на пластине/имитаторе (рис. 6в). Отрывное течение в момент времени, показанный на рис. 6в, заполняет практически весь канал ВЗ. Этот режим является началом помпажа.

На рис. 7 показано мгновенное поле полного давления (а) и поле пульсаций статического давления (б) в выходном сечении ВЗ при $TR = 0.2$. В нижней части сечения видна большая область с пониженным уровнем полного давления (рис. 7а). Ее неравномерная структура свидетельствует о вихревом характере течения, обусловленном турбулентными эффектами. Наглядным подтверждением этого может служить рис. 7б, на котором представлено поле пульсаций статического давления p' в процентах от скоростного напора набегающего потока. Наибольший уровень пульсаций наблюдается в нижней половине сечения. Пиковые значения пульсаций статического давления на выходе из ВЗ достигают 4%. Они находятся в нижней части сечения, в области слоя

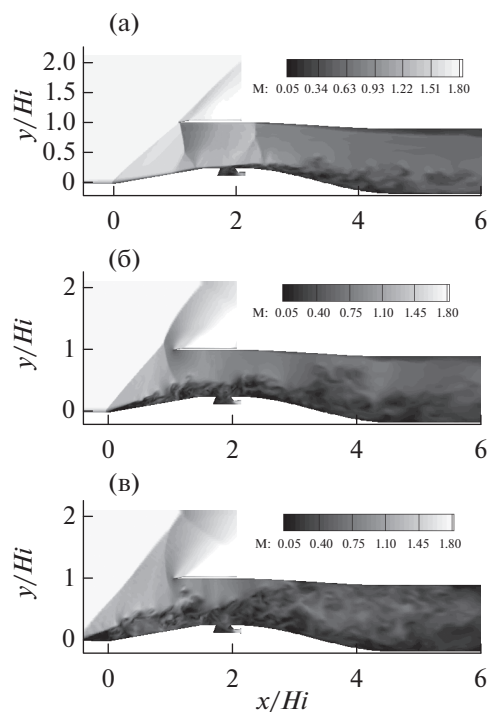


Рис. 6. Влияние дросселирования на мгновенные поля чисел Маха в продольной плоскости симметрии ВЗ: (а) — $TR = 0.2$ ($\varphi \approx 0.92$); (б) — $TR = 0.35$ ($\varphi \approx 0.74$), (в) — $TR = 0.55$ ($\varphi \approx 0.44$).

смещения, отделяющего отрывную зону от ядра потока.

Интересна динамика развития помпажных колебаний в зависимости от степени дросселирования, показанная на рис. 8, где представлена зависимость от времени полного давления P_t , отнесенного к удвоенному скоростному напору набегающего потока, в выходном сечении ВЗ. Видно, что при $TR = 0.55$ характер колебаний значительно меняется по времени: на низкочастотные помпажные колебания с переменной амплитудой произвольным образом накладываются турбулентные высокочастотные колебания.

При дальнейшем увеличении дросселирования до $TR = 0.65$ амплитуда колебаний давления возрастает. На рисунке также видна раскачка колебаний по времени в выходном сечении ВЗ. Такой характер зависимости течения от времени довольно часто наблюдается при помпажных режимах. При максимальной степени дросселирования, которая была исследована в расчетах ($TR = 0.75$), наблюдался типичный помпажный режим. Видно, что характер колебаний близок к регулярному и значения параметров течения в сходственных точках циклов помпажа слабо зависят от времени.

ОСОБЕННОСТИ ТЕЧЕНИЯ В ВЗ С ИМИТАТОРОМ ПЛАНЕРА ПРИ $M_\infty = 2.0$

Как уже отмечалось во Введении, в условиях эксперимента не всегда возможно получить тре-

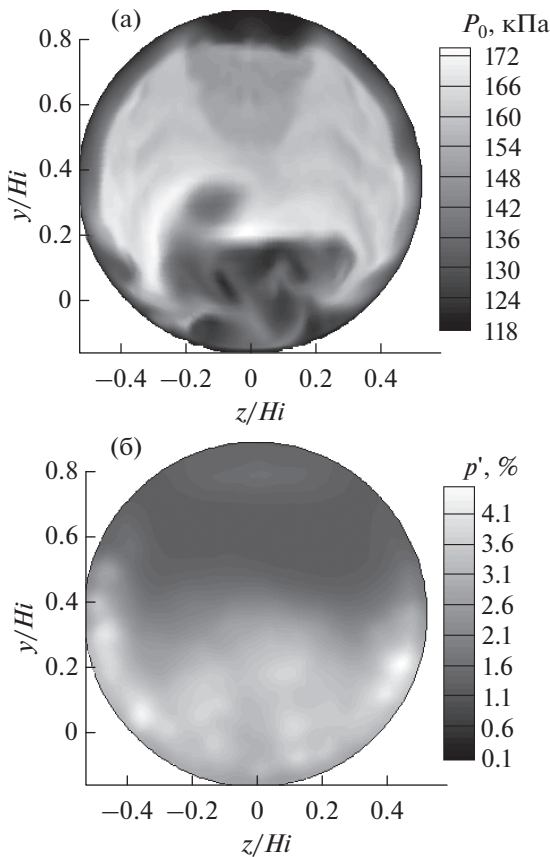


Рис. 7. Мгновенное поле полного давления (а) и поле пульсаций статического давления (б) в выходном сечении ВЗ при $TR = 0.2$.

буемые параметры набегающего потока или режимные параметры ВЗ – степень дросселирования. Минимальное число Маха, которое удалось получить в экспериментах [10] для ВЗ с имитатором планера, составляло около $M_\infty = 2$. Для того чтобы оценить точность расчетов ВЗ с имитатором планера, также были проведены расчеты при $M_\infty = 2$ и $H_{bl} = 0.05H_i$. Вновь было исследовано влияние степени дросселирования на течение и уровень турбулентных пульсаций в ВЗ.

На рис. 9а показаны мгновенные поля M в продольной плоскости симметрии ВЗ № 2 при $TR = 0.2$. Видно, что косой скачок уплотнения от передней кромки обечайки заходит под обечайку. Это происходит вследствие того, что M_∞ набегающего потока больше, чем расчетное число Маха для этого ВЗ. Торможение потока в канале ВЗ происходит в сложной системе косых скачков уплотнения, которая завершается замыкающим нормальным скачком, вызывающим значительный отрыв пограничного слоя на нижней стенке диффузора.

При увеличении дросселирования до $TR = 0.45$ (рис. 9б) в момент времени, показанный на рисунке, замыкающий скачок уплотнения вышел из

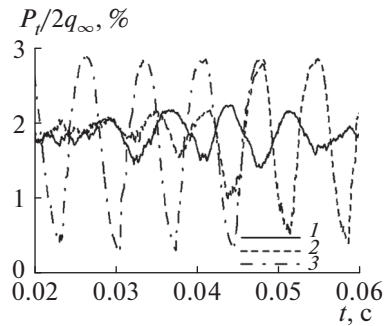


Рис. 8. Влияние дросселирования на осциллограммы полного давления в выходном сечении ВЗ: 1 – $TR = 0.55$ ($\varphi \approx 0.44$), 2 – $TR = 0.65$ ($\varphi \approx 0.33$), 3 – $TR = 0.75$ ($\varphi \approx 0.24$).

канала ВЗ и вызвал интенсивный отрыв пограничного слоя на нижней стенке ВЗ: отрывная зона начинается на пластине перед ВЗ. Вихревой характер слоя смешения и отрывной зоны свидетельствует о том, что течение имеет выраженный турбулентный характер.

Взаимодействие скачков уплотнения с пограничным слоем при $TR = 0.2$ (рис. 9а) ведет к отрыву последнего в нижней части канала ВЗ. Это приводит к пониженному полному давлению в выходном сечении ВЗ, поле которого показано на рис. 10а. Уровень потерь полного давления заметно больше того, который наблюдался для этого дросселирования при $M_\infty = 1.8$ (рис. 7а). Это также является следствием потерь в большем количестве скачков уплотнения, в которых происходит торможение потока. Кроме того, неравномерность в распределении полного давления увеличилась по сравнению со случаем $M_\infty = 1.8$. Уровень пульсаций статического давления высо-

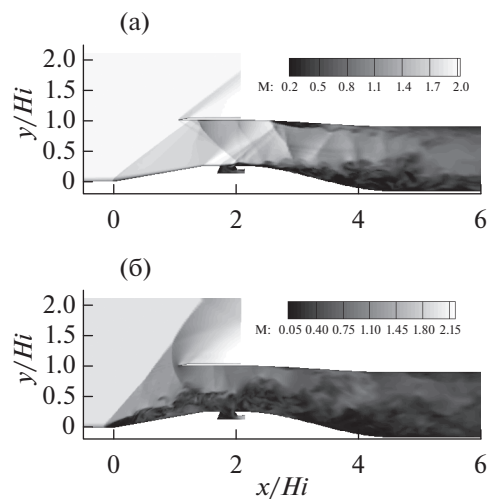


Рис. 9. Влияние дросселирования на мгновенные поля чисел Маха в продольной плоскости симметрии ВЗ при $M_\infty = 2$: (а) – $TR = 0.2$ ($\varphi \approx 0.95$), (б) – $TR = 0.45$ ($\varphi \approx 0.63$).

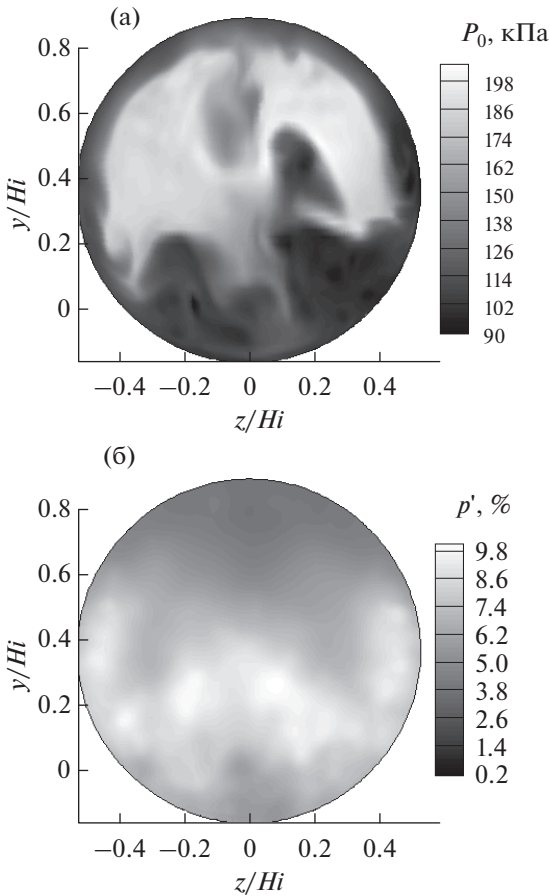


Рис. 10. Мгновенные поля полного давления (а) и пульсаций статического давления (б) в выходном сечении ВЗ при $M_\infty = 2$ и $TR = 0.2$.

кий во всем выходном сечении ВЗ (рис. 10б), а его пиковые значения увеличились примерно в два раза по сравнению с режимом $M_\infty = 1.8$.

Дроссельные характеристики, полученные в расчете и в эксперименте для разных ВЗ и M_∞ , показаны на рис. 11. Наблюдается хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных. Видно, что максимальное значение коэффициента восстановления полного давления σ для ВЗ с имитатором планера лишь немного ниже, чем у изолированного ВЗ, что удалось достигнуть с помощью окон перепуска. Однако это привело к некоторому снижению максимального коэффициента расхода ϕ для ВЗ № 2 (рис. 11). Применение окон перепуска у ВЗ с имитатором планера (ВЗ № 2) позволяет сохранить σ на том же уровне, как и у изолированного ВЗ № 1 до значений коэффициента расхода $\phi = 0.6$.

Уровень пульсаций статического давления на выходе из ВЗ № 2 в диапазоне $\phi = 0.6-1$ лишь незначительно превышает уровень пульсаций для изолированного ВЗ. Это можно видеть на рис. 12. Однако, как отмечалось выше, в отличие от изолированного ВЗ, для которого во всем исследо-

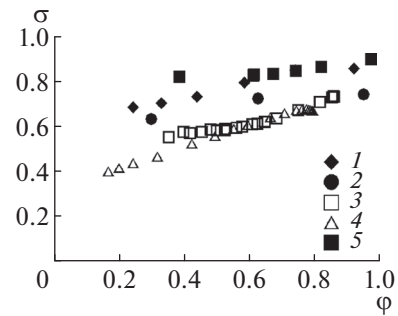


Рис. 11. Влияние M_∞ на дроссельные характеристики ВЗ № 2: 1 – $M_\infty = 1.8$, расчет; 2 – 2, расчет; 3 – 1.96, эксперимент [10]; 4 – 2, эксперимент [10]; ВЗ № 1: 5 – 1.82, расчет.

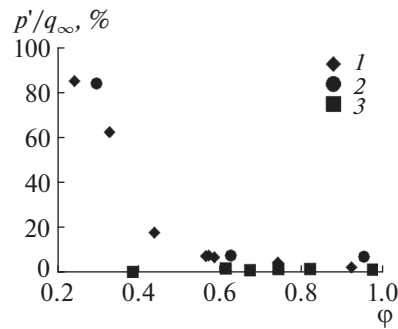


Рис. 12. Зависимость уровня пульсаций статического давления в выходном сечении от ϕ : ВЗ № 2: 1 – $M_\infty = 1.8$, 2 – 2; ВЗ № 1: 3 – 1.82.

ванном диапазоне изменения дросселирования не удалось получить помпажных колебаний, у ВЗ с имитатором планера помпаж достаточно выражен. Подтверждением этого может служить рис. 12, на котором показана зависимость уровня пульсаций статического давления на выходе из ВЗ от степени дросселирования для обоих ВЗ. При $TR > 0.45$, или $\phi < 0.58$, виден заметный рост пульсаций давления на выходе из ВЗ № 2, что свидетельствует о начале предпомпажных и пом-

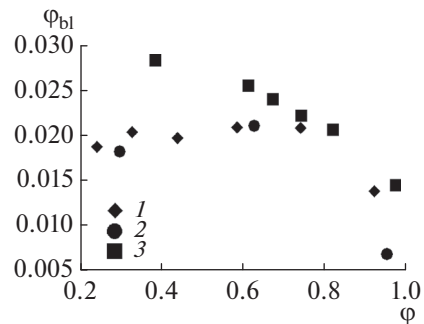


Рис. 13. Зависимость коэффициента расхода воздуха ϕ_{bl} через щель слива в горле для $H_{bl} = 0.05H_i$ от коэффициента расхода ϕ : ВЗ № 2: 1 – $M_\infty = 1.82$, 2 – $M_\infty = 2$; ВЗ № 1: 3 – $M_\infty = 1.82$.

пажных режимов. При этом уровень пульсаций давления практически не зависит от M_∞ .

Наличие имитатора планера и окон перепуска воздуха у ВЗ № 2 значительно повлияло на зависимость положения замыкающего скачка уплотнения в канале ВЗ и, как следствие, на работу системы слива пограничного слоя. На рис. 13 видно, что у изолированного ВЗ не происходит запира- ния системы слива во всем исследованном диапа- зоне изменения TR : ϕ_{bl} возрастает при уменьше- нии ϕ . Для ВЗ с имитатором планера наступает запира- ние течения в системе слива при довольно большом значении $\phi = 0.75$, и расход через нее остается постоянным, что соответствует значе- нию $\phi_{bl} = 0.016$. При этом, как и в случае pulsa- ций давления, изменение числа Маха набегаю- щего потока в пределах $M_\infty = 1.8-2$ не оказало за- метного влияния на зависимость расхода через систему слива от степени дросселирования ВЗ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для пространственного сверхзвукового ВЗ [9] с помощью RANS/ILES-метода высокого разреше- ния [8] исследовано влияние дросселирования, па- раметров системы слива и наличия имитатора пла- нера на его характеристики. Точность расчетов бы- ла подтверждена сравнением с имеющимися экс- периментальными данными [10] для данного ВЗ. После подтверждения точности метода были выполнены исследования для вариантов геометрии и режимных параметров, которые нельзя было иссле- довать экспериментально. Получены дроссельные характеристики, уровни пульсаций статического давления и скорости для всех исследованных режи- мов и вариантов геометрии.

Расчеты показали, что увеличение расхода че- рез систему слива пограничного слоя позволяет улучшить характеристики течения на выходе из ВЗ: в режимах с дросселированием снижаются уровни потерь полного давления, пульсаций ста- тического давления и продольной компоненты скорости.

Для изолированного ВЗ зависимость уровня турбулентных пульсаций параметров течения от коэффициента дросселирования ϕ носит немо- нотонный характер. Имеется максимум для pulsa- ций статического давления, который достига- ется при $\phi = 0.6-0.72$, а для пульсаций скорости — при $\phi = 0.68-0.75$. Влияние расхода через систему слива на значение ϕ , при котором наблюдается максимум пульсаций, разнонаправлено для пуль- саций скорости и давления.

При $\phi > 0.7$ дроссельные характеристики и уровень пульсаций давления в изолированном ВЗ и ВЗ с имитатором планера близки.

В воздухозаборнике с имитатором планера при $\phi = 0.74$ наступает запира- ние системы слива по- граничного слоя. Для изолированного ВЗ запира-

ния системы слива с такими же параметрами не наступало.

При увеличении дросселирования у ВЗ с ими- татором планера наступает помпаж, типичный для традиционных прямоугольных и осесиммет- ричных воздухозаборников. Для изолированного пространственного ВЗ помпажа не наступало во всем исследованном диапазоне дросселирования.

Публикация подготовлена в рамках реализа- ции Программы создания и развития научного центра мирового уровня “Сверхзвук” на 2020–2025 гг. при финансовой поддержке Минобрнау- ки России (соглашение от 24 июня 2021 г. № 075-15-2021-605).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Slater J.W. CFD Methods for Computing the Perfor- mance of Supersonic Inlets // AIAA Pap. 2004. № 3404.
2. Lim S., Koh D.H., Kim S.D., Song D.J. A Computa- tional Study on the Efficiency of Boundary Layer Bleeding for the Supersonic Bump Type Inlet // AIAA Pap. 2009. № 34.
3. Das S., Prasad J.R. Behavior of Flow Unsteadiness in a Supersonic Air-inlet with Throttles // 37th Intern. & 4th National Conf. on Fluid Mech. and Fluid Power. 2010. Chemai, India. Pap. № FMFP-HS-11.
4. Malo-Molina F.J., Gaitonde D.V., Ebrahimi H.B., Ruffin S.M. Three-Dimensional Analysis of a Super- sonic Combustor Coupled to Innovative Inward-turn- ing Inlets // AIAA J. 2010. V. 48. № 3. P. 572.
5. Trapier S., Deck S., Duveau P. Delayed Detached-eddy Simulation and Analysis of Supersonic Inlet Buzz // AIAA J. 2008 V. 46. № 1. P. 118.
6. Spalart P.L., Deck S., Shur M.L., Squires K.D., Strelets M., Travin A. A New Version of DES, Resistant to Ambiguous Grid Densities // Theoretical and Com- putational Fluid Dynamics. 2006. V. 20. P. 181.
7. Любимов Д.А., Потехина И.В. Исследование неста- ционарных режимов работы сверхзвукового возду- хозаборника RANS/ILES-методом // ТВТ. 2016. Т. 54. № 5. С. 784.
8. Любимов Д.А. Разработка и применение метода вы- сокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей // ТВТ. 2012. Т. 50. № 3. С. 450.
9. Виноградов В.А., Мельников Я.А., Степанов В.А. Вы- бор схемы и проектирование пространственного не- регулируемого воздухозаборника для сверхзвукового делового самолета с крейсерской скоростью полета $M_{кр} = 1.8$ // Уч. зап. ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII. № 2. . С. 24.
10. Виноградов В.А., Макаров А.Ю., Мелконян Н.А., Степанов В.А. Экспериментальное исследование нерегулируемого пространственного воздухозабор- ника сверхзвукового делового самолета с крейсер- ской скоростью полета $M_{кр} = 1.8$ // Уч. зап. ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII. № 3. С. 42.
11. Кукшинова И.В., Любимов Д.А., Соловьева А.А., Фе- доренко А.Э. Исследование возможностей газоди- намического управления течением в простран- ственном воздухозаборнике легкого сверхзвуково- го самолета бизнес класса RANS/ILES-методом // ТВТ. 2019. Т. 57. № 1. С. 127.