

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 533.697.24:533.6.011.72

doi: 10.18698/0536-1044-2020-9-44-53

Расчетное исследование сверхзвукового воздухозаборного устройства в широком диапазоне параметров набегающего потока

Е.С. Студенников, Р.Ш. Аюпов

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

A Design Study of a Supersonic Air Intake Device in a Wide Range of Main Flow Parameters

E.S. Studennikov, R.S. Ayupov

Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM

Проведено исследование режимов течения потока в воздухозаборном устройстве смешанного сжатия с прямоугольным поперечным сечением при расчетном числе Маха набегающего потока, равном 2,0. Для расчета применена модель совершенного газа. Вычисления выполнены при трех значениях числа Маха набегающего потока (1,8, 2,0 и 3,0). Для описания течения потока с большими неблагоприятными градиентами давления использована k - ϵ -модель турбулентности. Исследованы дву- и трехмерные конфигурации воздухозаборного устройства. Рассмотрены варианты геометрии с системой слива пограничного слоя и без нее. Определено влияние системы слива пограничного слоя на течение потока в воздухозаборном устройстве и его характеристики. Для всех рассмотренных режимов по осредненным параметрам течения потока построены дроссельные характеристики. Сравнение расчетных и экспериментальных данных показало хорошее совпадение по осредненным параметрам течения потока. Полученные результаты могут быть основой дальнейшей оптимизации и повышения эффективности компоновки конструкции летательных аппаратов, увеличения запаса устойчивости воздухозаборников, а также создания программных систем регулирования сверхзвуковых входных устройств.

Ключевые слова: сверхзвуковое воздухозаборное устройство, дроссельные характеристики, скачок уплотнения

This paper examines operation modes of a mixed compression air intake with a rectangular cross-section at Mach number 2.0. The perfect gas model was used for the calculation. Calculations were performed for three values of Mach numbers: 1.8, 2.0 and 3.0. k - ϵ turbulence model was chosen for describing flows with large adverse pressure gradients. Two-dimensional and three-dimensional configurations of the air intake device were examined. Versions of geometry with and without the boundary layer drain system were considered. The influence of the boundary layer drain system on the flow in the air intake and its characteristics was established. Throttle characteristic curves were formed for all the considered modes with regard to the averaged flow parameters. A comparison of the calculation and

experimental data showed a good agreement of the results. The obtained results can serve as a basis for further optimization and improvement of the efficiency of the aircraft design layout, increase in the stability margin of air intakes, as well as development of software systems for regulating supersonic input devices.

Keywords: supersonic air intake device, throttle characteristics, shock wave

Бурное развитие авиационной и космической техники во второй половине XX века вызвало интерес к проблемам сверхзвуковых течений. В большинстве зарубежных стран уделяется большое внимание научно-исследовательским и опытно-конструкторским работам, связанным с созданием новых видов авиационной техники, в частности, сверхзвуковых летательных аппаратов, к которым относятся сверхзвуковые самолеты и ракеты с воздушно-реактивными двигателями. Существуют и разрабатываются также сверхзвуковые самолеты гражданского назначения (пассажирские, административные и т. п.).

Сверхзвуковой самолет — это сложнейшая и дорогостоящая машина, одним из важнейших элементов которого является воздухозаборное устройство (ВЗУ). ВЗУ определяет компоновку всего самолета, эффективность и надежность работы силовой установки, радиолокационную заметность и др. Поэтому разработке ВЗУ уделяется первостепенное внимание в опытно-конструкторских бюро и институтах авиапромышленности [1, 2].

Создание ВЗУ требует комплексного междисциплинарного подхода, так как необходимы знания из таких областей авиационной науки, как внешняя и внутренняя аэродинамика, тео-

рия пограничного слоя (ПС), вязкие отрывные течения и управление ими, взаимодействие ВЗУ и двигателя, регулирование системы автоматического управления.

В процессе разработки ВЗУ используют накопленные ранее знания, теоретические [3] и расчетные методы [4–12], выполняют экспериментальные исследования на моделях и опытных образцах, как на стендах, так и в полете [13–17]. Проведение физических испытаний требует больших материальных затрат, в связи чем возрастает роль математического моделирования при проектировании сверхзвуковых летательных аппаратов и дальнейшей оптимизации их компоновки.

Цель работы — нахождение границ применимости дву- и трехмерного стационарного моделирования течения газа в сверхзвуковом ВЗУ для определения его дроссельных характеристик.

Для этого проведено численное моделирование ВЗУ в двух постановках и сравнение полученных количественных характеристик с экспериментальными данными.

Постановка задачи. Геометрия ВЗУ соответствовала экспериментально исследованной [17]. Модель прямоугольного сверхзвукового

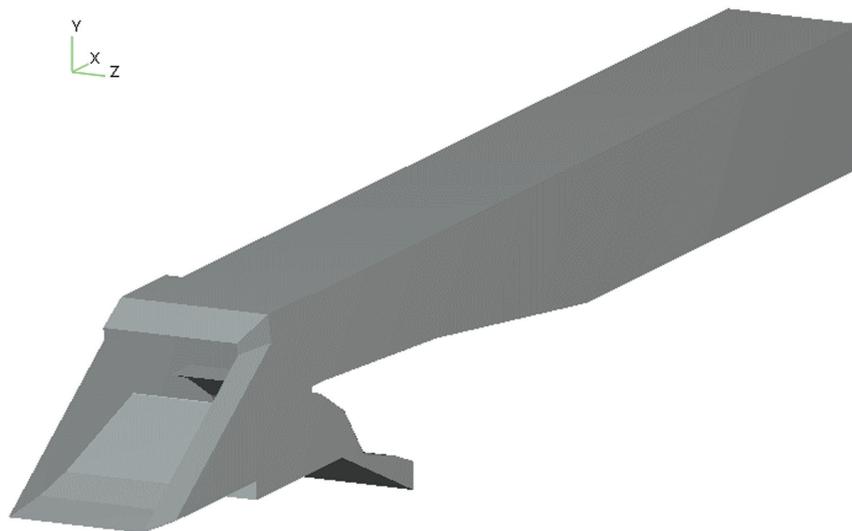


Рис. 1. Модель сверхзвукового ВЗУ смешанного сжатия с системой слива ПС

ВЗУ смешанного сжатия (примерно 85 % внешнего и 15 % внутреннего сжатия) с системой слива ПС приведена на рис. 1.

Расчетное число Маха для такого ВЗУ $M_p = 2,0$. Внешнее сжатие достигается тремя поверхностями торможения, наклоненными на $5,50^\circ$; $11,18^\circ$ и $17,11^\circ$ к направлению свободного потока. Внутренняя поверхность обечайки наклонена на $11,25^\circ$, внешняя — на $18,20^\circ$.

Вертикальная высота кромки обечайки над наконечником аппарата составляет 100 мм, ширина впуска постоянна и равна 100 мм.

Длина диффузора с горизонтальной верхней стенкой составляет 535 мм, его нижняя стенка (первоначально горизонтальная) наклонена сначала на $3,0^\circ$, затем на $6,7^\circ$. Конечный участок диффузора — квадратный (100×100 мм).

Модель допускала возможность регулирования, рассмотрены режимы как со сливом ПС, так и без него. Система слива, если она есть, имеет выходную звуковую секцию, площадь которой составляет 10 % площади захвата на входе.

Критерии подобия для моделирования течения потока в ВЗУ

M_∞	$Re \cdot 10^{-6}$	Наличие системы слива ПС
1,8	2,9	Есть
1,8	2,9	Нет
2,0	2,7	Есть
2,0	2,7	Нет
3,0	1,8	Есть

Согласно работе [17], эксперименты проведены в сверхзвуковой аэродинамической трубе ONERA S3MA с прямоугольным испытательным участком ($0,80 \times 0,76$ м) при нулевых углах атаки и скольжения, а также при различных значениях числа Маха набегающего потока M_∞ . Число Рейнольдса Re определено по параметрам набегающего потока и высоте входа ВЗУ. Параметры режимов (критерии подобия для моделирования течения потока в ВЗУ) указаны в таблице.

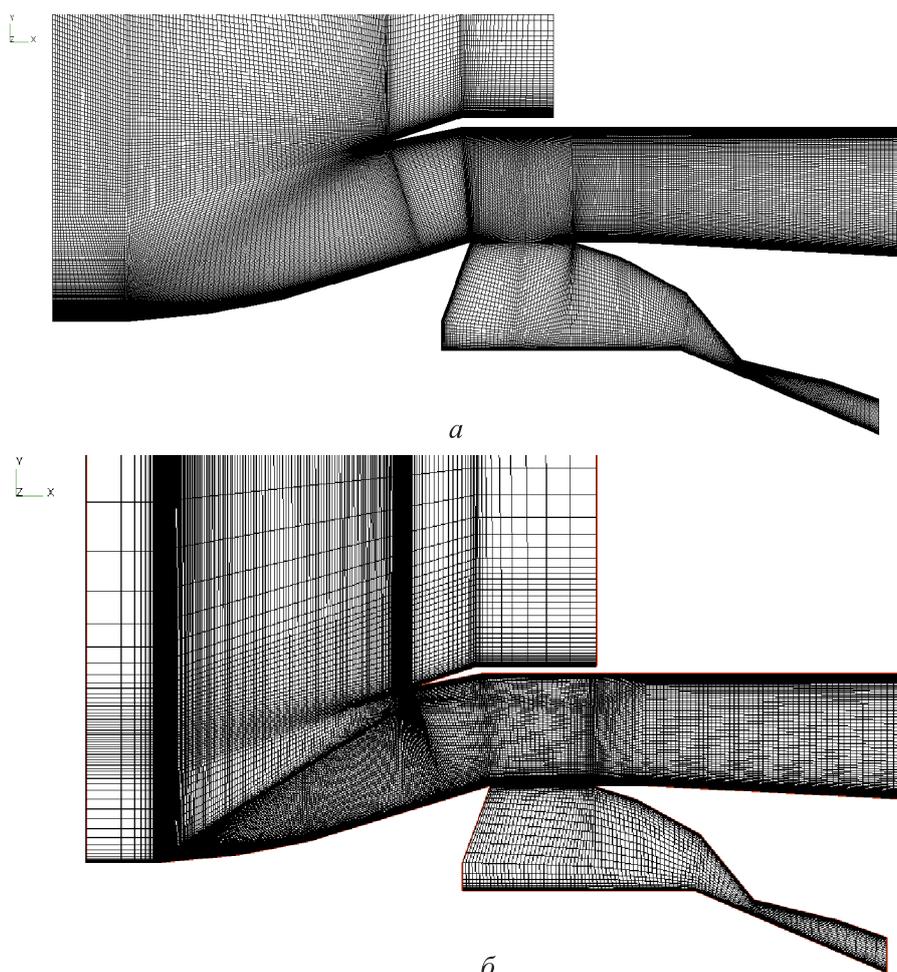


Рис. 2. Фрагменты дву- (а) и трехмерной (б) расчетных сеток в окрестности входа ВЗУ и системы слива ПС

Задача рассмотрена в дву- и трехмерной постановках. Для заданной геометрии построена двумерная регулярная сетка с общим числом ячеек $8,1 \cdot 10^4$ (рис. 2, а), а также трехмерная сетка с числом ячеек $4,6 \cdot 10^6$ (рис. 2, б), включавшая в себя 67 и 84 ячейки в горизонтальном и вертикальном направлениях поперечного сечения канала ВЗУ.

В системе слива применена сетка, имеющая в поперечном, вертикальном и продольном направлениях 67, 20 и 97 ячеек соответственно. От входа в расчетную область до выхода из ВЗУ сетка содержала 488 ячеек. В двумерной сетке аналогичный параметр составлял 481, в вертикальном направлении она имела 120 ячеек.

Сетки были сгущены к стенкам ВЗУ и щели системы слива ПС при ее наличии. Проверена сходимость двумерного расчета дроссельных характеристик по сеткам. Среднее время расчета одной точки дроссельной характеристики в одноядерном режиме на процессоре Intel Core i7-8750H для двумерной геометрии — 6 ч, для трехмерной — 20 ч.

Для расчета использована модель сжимаемого совершенного газа, вязкость определена по закону Сазерленда. В качестве модели турбулентности выбрана k - ϵ -модель с функцией стенки, для сохранения целостности которой необходимо, чтобы безразмерный параметр y^+ лежал в диапазоне 30...100. Расчеты проведены в программе CFD-FASTRAN.

Так как поток на входе в ВЗУ являлся сверхзвуковым во всех исследуемых режимах, все параметры течения были фиксированы. На выходе из диффузора поток предполагался дозвуковым, поэтому задавалось фиксированное статическое давление. На выходе системы слива ПС устанавливалось статическое давление, равное таковому для набегающего потока.

Применение такого граничного условия позволяет реализовать докритический и закритический режимы течения потока, так как перепад давления в системе слива ПС может изменяться в широких пределах в зависимости от режима работы ВЗУ. На гладких адиабатных стенках принято условие прилипания.

Для анализа течения в ВЗУ рассматривали характеристические кривые ВЗУ, отображающие зависимость коэффициента восстановления полного давления σ от коэффициента массового расхода ϕ . Коэффициенты σ и ϕ осредняли по площади сечения. Различные режимы работы ВЗУ получали путем варьирования статического давления на выходе. Параметры потока определяли в том же сечении, где устанавливали датчики давления в эксперименте [17].

Результаты моделирования. Для рассматриваемого ВЗУ при расчетном числе Маха набегающего потока $M_p = 2,0$ три косых скачка уплотнения пересекаются прямо на краю обечайки (рис. 3–5).

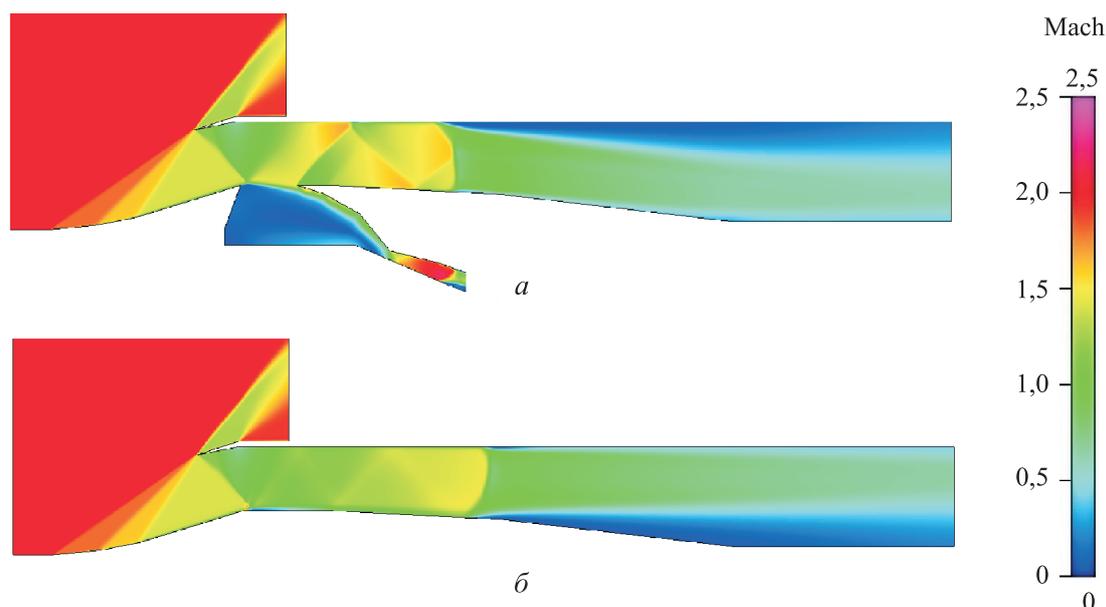


Рис. 3. Распределения числа Маха в ВЗУ, полученные с учетом (а) и без учета (б) системы слива ПС, на сверхкритическом режиме в двумерном расчете при $M_p = 2,0$

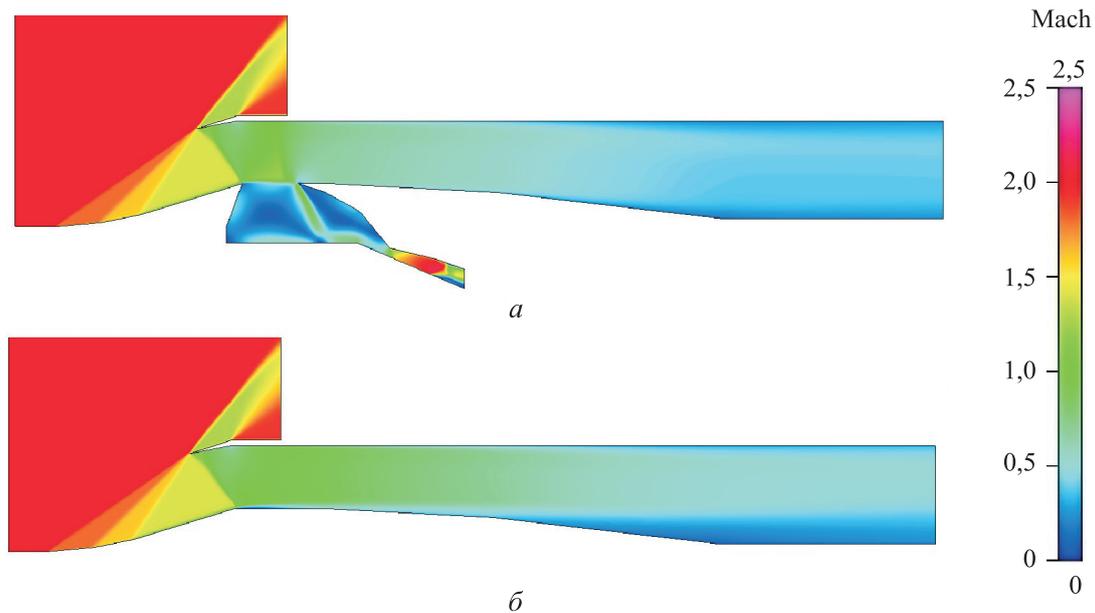


Рис. 4. Распределения числа Маха в ВЗУ, полученные с учетом (а) и без учета (б) системы слива ПС, в критической точке в двумерном расчете при $M_p = 2,0$

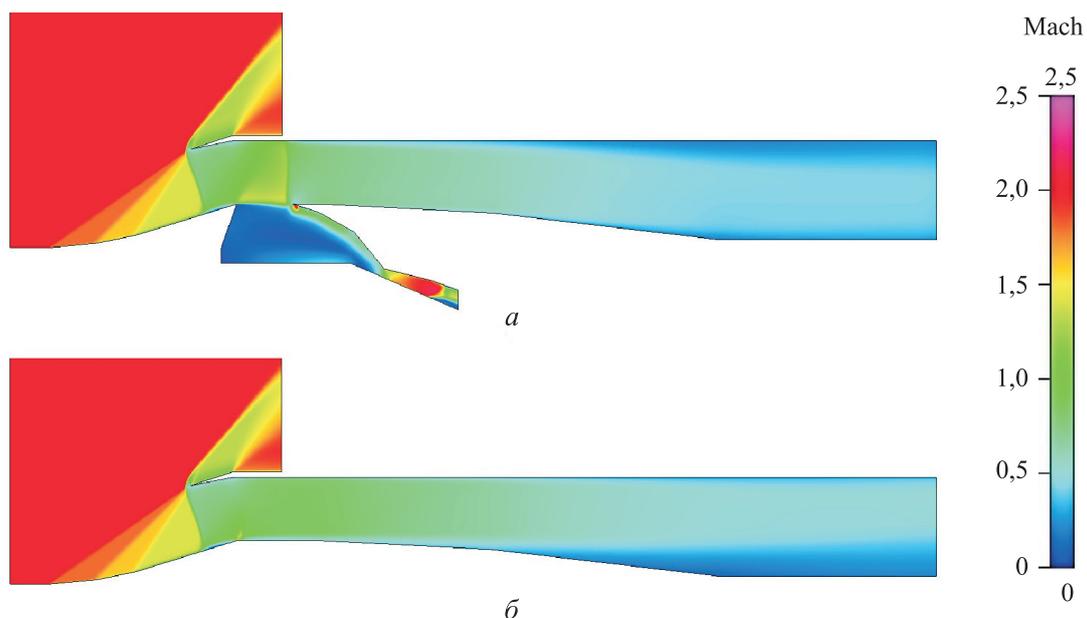


Рис. 5. Распределения числа Маха в ВЗУ, полученные с учетом (а) и без учета (б) системы слива ПС, на докритическом режиме в двумерном расчете при $M_p = 2,0$

Дроссельные кривые ВЗУ, полученные путем моделирования и эксперимента [17] с учетом и без учета системы слива ПС, для числа Маха набегающего потока $M_\infty = 1,8; 2,0$ и $3,0$ показаны на рис. 6–8.

Дроссельные кривые сильно различаются для разных значений числа Маха: коэффициент массового расхода φ растет с увеличением M_∞ , а коэффициент восстановления полного давления σ падает. Можно заменить повышение σ и уменьшение φ для ВЗУ с системой слива ПС.

Однако при этом возрастает уровень пульсаций скорости и давления на выходе из ВЗУ, что может служить дополнительным источником шума и вибраций в летательном аппарате [6, 9].

Анализ рис. 6 показывает, что рассчитанные в двумерной постановке сверхкритические участки характеристик ВЗУ с учетом и без учета системы слива ПС находятся левее экспериментальных данных (отличие составляет 4,3 % для обоих вариантов ВЗУ). Уровень коэффициента σ для ВЗУ с системой слива ПС и без нее в крити-

ческой точке ниже экспериментального на 5,5 и 4,3 % соответственно. Максимальное отклонение по коэффициенту σ достигается на докритическом участке и составляет 7,0 и 5,9 % соответственно для систем со сливом ПС и без него.

Трехмерный расчет дает существенно лучшее согласование с экспериментальными данными: отклонения рассматриваемых величин не превышают 1,5 %.

Различие результатов дву- и трехмерного расчетов обусловлено тем, что интенсивность отрыва при заданных параметрах набегающего потока в двумерной постановке больше, чем в трехмерной. Также система скачков уплотнения перед входом в ВЗУ в двумерном расчете находится выше по потоку, чем в трехмерном (рис. 9), и соответственно, в физическом эксперименте [17], что приводит к большему растеканию на щеках ВЗУ и снижению коэффициен-

тов σ и ϕ . К тому же больший отрыв приводит к дополнительному дросселированию ВЗУ.

На рис. 7 приведены дроссельные характеристики ВЗУ, полученные с учетом и без учета системы слива ПС, при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2,0$. Значительно повышается (на 8,4 % в эксперименте и на 4,1 % в двумерном расчете) коэффициент σ (рис. 7, а), достигнутый благодаря отводному устройству, так как уменьшается доля ПС с пониженным уровнем полного давления на выходе из ВЗУ.

Однако это происходит за счет падения захваченного массового расхода в двумерном расчете на 6,8 % и в эксперименте на 1,7 % (рис. 7, б). При указанных критериях подобия отклонения коэффициентов σ и ϕ в двумерном расчете для угловой точки со сливом ПС составили 0,5 и 0,1 % соответственно. Аналогичные погрешности при отсутствии системы слива ПС

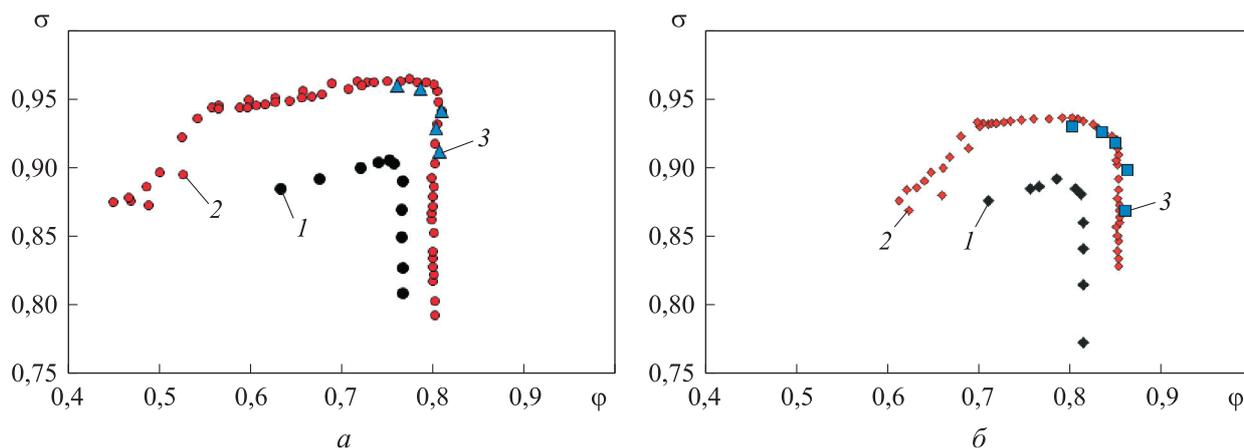


Рис. 6. Дроссельные кривые ВЗУ, полученные с учетом (а) и без учета (б) системы слива ПС, при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 1,8$:
1 и 3 — результаты дву- и трехмерного моделирования; 2 — экспериментальные данные

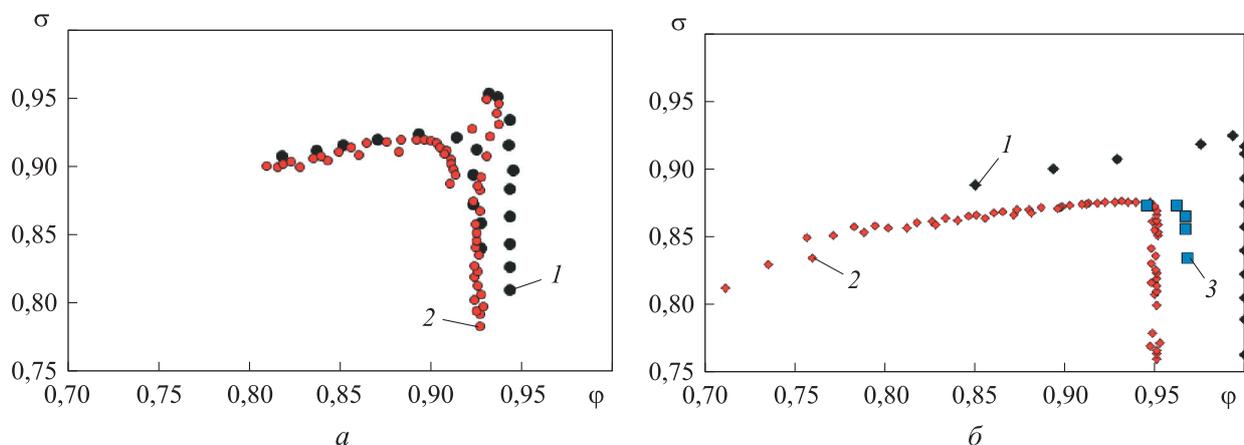


Рис. 7. Дроссельные кривые ВЗУ, полученные с учетом (а) и без учета (б) системы слива ПС, при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2,0$:
1 и 3 — результаты дву- и трехмерного моделирования; 2 — экспериментальные данные

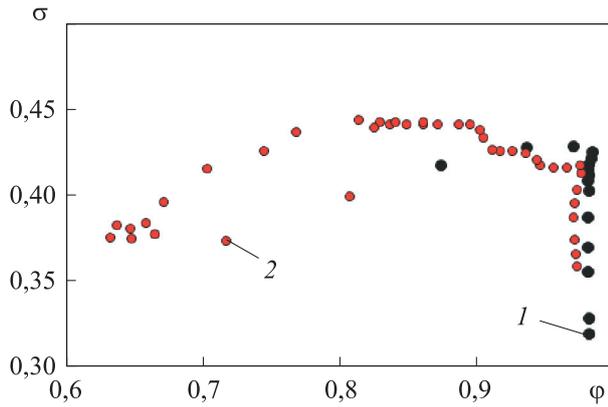


Рис. 8. Дроссельные кривые ВЗУ, полученные с учетом системы слива ПС, при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 3,0$:
1 — результаты двумерного моделирования;
2 — экспериментальные данные

составляют 5,6 и 5,6 %.

Помпаж в эксперименте начинается практически сразу за угловой точкой. Особенностью характеристики со сливом ПС является наличие участка, на котором при увеличении противодавления расход через систему слива уменьшается, что приводит к возрастанию коэффициента ϕ на выходе из ВЗУ.

При коэффициенте восстановления полного давления $\sigma > 0,9$ внутренний прямой скачок

находится над щелью системы слива ПС. Такое состояние является слабоустойчивым, поэтому для надежной работы ВЗУ в этой области характеристики требуется система регулирования. Положение замыкающего скачка уплотнения более стабильно в ВЗУ без слива ПС.

Трехмерный расчет для ВЗУ без системы слива позволил достичь существенно лучшего согласования с экспериментом (см. рис. 7, б): отклонения по коэффициентам σ и ϕ в окрестности угловой точки характеристики составили 0,3 и 1,6 % соответственно.

Отличие коэффициента массового расхода может быть связано с различным растеканием потока над боковыми щелями при расчете и эксперименте. В двумерном расчете для ВЗУ без системы слива ПС три косых скачка уплотнения пересекались прямо на краю обечайки (поэтому коэффициент ϕ равен единице). В то же время при трехмерном расчете на сверхкритическом участке ВЗУ запущен не был, что приводит к снижению коэффициента расхода по сравнению с таковым в плоской постановке.

Из рис. 8 видно, что результаты двумерного расчета хорошо совпадают с экспериментальными данными на сверхкритическом участке (отклонения по коэффициентам σ и ϕ не пре-

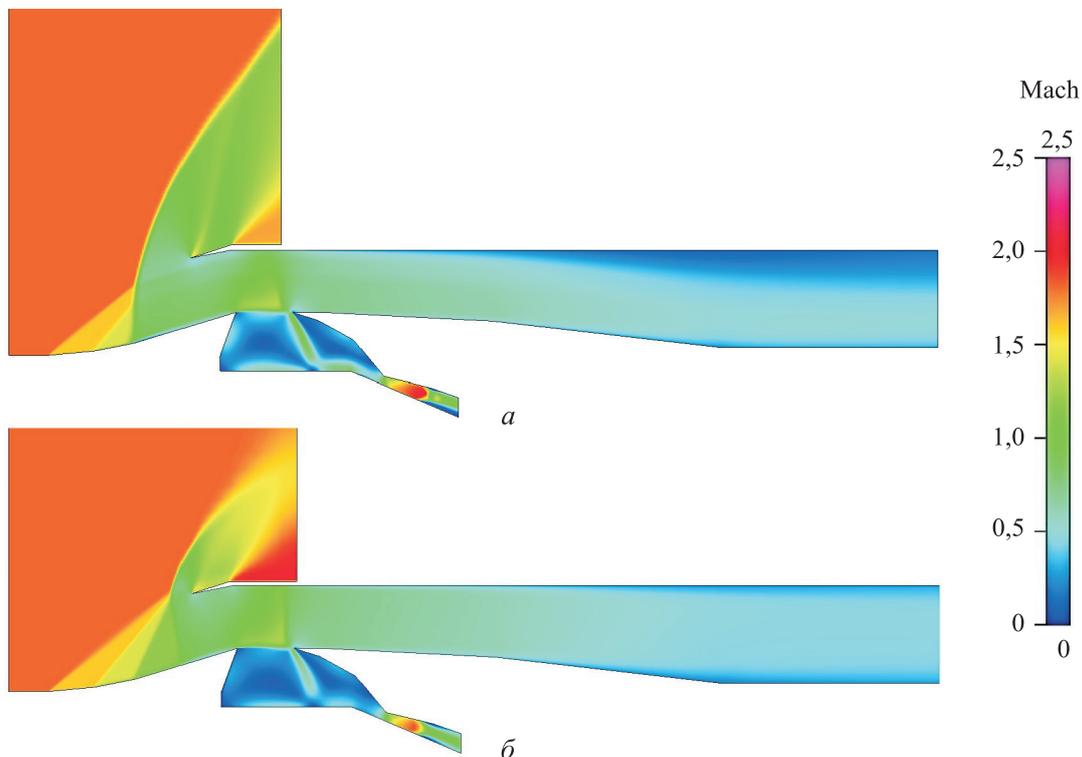


Рис. 9. Распределения числа Маха в дву- (а) и трехмерном (б) расчетах при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 1,8$

вышают 2 %). В эксперименте наблюдался гистерезис течения. При небольшом дросселировании ВЗУ на докритическом участке расчетные значения σ оказались выше экспериментальных, а с дальнейшим увеличением противодавления — ниже. Максимальное расхождение составляет 5,3 % для $\varphi = 0,87$.

В целом эффективность работы системы слива ПС зависит от формы, площади, расположения системы отверстий на поверхности клина, обечайки и боковых щек.

Выводы

1. На основе дву- и трехмерной моделей сверхзвукового ВЗУ проведено сравнение расчетных дроссельных характеристик с экспериментальными данными. Наилучшие результаты двумерного моделирования рабочих режимов в окрестности угловой точки дроссельной характеристики на сетке из $8,1 \cdot 10^4$ ячеек получены для ВЗУ с системой слива ПС при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2,0$ и $3,0$. Это обу-

словлено отсутствием бокового растекания на щеках ВЗУ, так как в одном случае скачки уплотнения падают на кромку обечайки, а в другом — находятся в горле.

2. В двумерном расчете при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 1,8$ снижение коэффициентов восстановления полного давления и массового расхода вызвано растеканием на щеках и большей интенсивностью отрыва, приводящей к дополнительному дросселированию ВЗУ. По этой же причине ВЗУ без системы слива ПС в двумерном расчете при $M_\infty = 2,0$ запускался при меньшем противодавлении.

3. Трехмерную постановку целесообразно использовать в режимах, отличных от расчетного, когда влияние пространственных эффектов на характеристики ВЗУ максимально.

4. В целом применение стационарных методов расчета позволило получить хорошие результаты для сверхкритических участков дроссельных кривых. Но для определения помпажных характеристик необходимо использовать вихреразрешающие методы.

Литература

- [1] Ремеев Н.Х. *Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов*. Москва, ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2002. 177 с.
- [2] Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С., ред. *Теория авиационных двигателей*. В 2 ч. Ч 1. Москва, Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005. 366 с.
- [3] Калугин В.Т., ред. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 687 с.
- [4] Снегирев А.Ю. *Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений*. Санкт-Петербург, Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 143 с.
- [5] Молчанов А.М., Щербаков М.А., Янышев Д.С., Куприков М.Ю., Быков Л.В. *Построение сеток в задачах авиационной и космической техники*. Москва, МАИ, 2013. 260 с.
- [6] Любимов Д.А., Потехина И.В. Исследование нестационарных режимов работы сверхзвукового воздухозаборника RANS/ILES-методом. *Теплофизика высоких температур*, 2016, т. 54, № 5, с. 784–791, doi: <https://doi.org/10.7868/S0040364416050185>
- [7] Гунько Ю.П., Александров Е.А. Расчетное газодинамическое моделирование сверхзвукового трехмерного воздухозаборника. *Теплофизика и аэромеханика*, 2010, т. 17, № 1, с. 63–75.
- [8] Trapier S., Deck S., Duveau P. Delayed Detached-Eddy Simulation and Analysis of Supersonic Inlet Buzz. *AIAA Journal*, 2008, vol. 46, no. 1, pp. 118–131, doi: <https://doi.org/10.2514/1.32187>
- [9] Кукшинова И.В., Любимов Д.А., Соловьева А.А., Федоренко А.Э., Исследование возможностей газодинамического управления течением в пространственном воздухозаборнике легкого сверхзвукового самолета бизнес класса RANS/ILES-методом. *Теплофизика высоких температур*, 2019, т. 57, № 1, с. 127–136, doi: [10.1134/S0040364419010320](https://doi.org/10.1134/S0040364419010320)
- [10] Аюпов Р.Ш., Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Изучение RANS/ILES методом влияния формы неоднородности в поле температуры набегающего потока на характеристики сверхзвукового воздухозаборника. *Модели и методы аэродинамики. Матер. Восем-*

- надцатой междунар. школы-семинара, Евпатория, 04–11 июня 2018, Москва, ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2018, с. 14–16.
- [11] Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Нурутдинов В.И. Численное исследование разрушения сверхзвукового потока при дросселировании канала воздухозаборника. *Теплофизика и аэромеханика*, 2014, т. 21, № 2, с. 163–178.
- [12] Aleksandrov V.Yu., Danilov M.K., Gousskov O.V., Gusev S.V., Kukshinov N.V., Prokhorov A.N., Zakharov V.S. Numerical and experimental investigation of different intake configurations of HEXAFly-INT facility module. *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, Daejeon, Korea, September 26–30, 2016, ICAS-2016-0380.
- [13] Дмитриенко Ю.И., Захаров А.А., Коряков М.Н. Моделирование газодинамических сверхзвуковых воздухозаборников на основе модели трехмерного пограничного слоя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2012, № 2(2). URL: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/aero/39.html>, doi: 10.18698/2308-6033-2012-2-39
- [14] Мачин Р.Р., Третьяков В.Ф. Экспериментальное исследование системы слива пограничного слоя в криволинейном воздухозаборнике ВРД. *Матер. XXVII науч.-техн. конф. по аэродинамике*, Жуковский, 21–22 апреля 2016, Жуковский, Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2016, с. 161–162.
- [15] Босняков С.М., Ремеев Н.Х. Исследование пространственного обтекания плоского воздухозаборника с боковыми щеками сверхзвуковым потоком газа. *Ученые записки ЦАГИ*, 1980, т. XI, № 5, с. 40–46.
- [16] Бояровой В.Я., Мошаров В.Е., Радченко В.Н., Скуратов А.С., Струминская И.В. Влияние затупления передних кромок на течение в модельном воздухозаборнике. *Известия РАН. Механика жидкости и газа*, 2014, № 4, с. 43–47.
- [17] Trapier S., Duveau P., Deck S. Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz. *AIAA Journal*, 2006, vol. 44, no. 10, pp. 2354–2365, doi: <https://doi.org/10.2514/1.20451>

References

- [1] Remeyev N.Kh. *Aerodinamika vozdukhozabornikov sverkhzvukovykh samoletov* [Aerodynamics of the air intakes of supersonic aircraft]. Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo publ., 2002. 177 p.
- [2] *Teoriya aviatsionnykh dvigateley* [Theory of Aircraft Engines]. Ed. Nechayev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo publ., 2005. 366 p.
- [3] *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Ed. Kalugin V.T. Moscow, Bauman Press, 2010. 687 p.
- [4] Snegirev A.Yu. *Vysokoproizvoditel'nyye vychisleniya v tekhnicheskoy fizike. Chislennoye modelirovaniye turbulentnykh techeniy* [High performance computing in technical physics. Numerical simulation of turbulent flows]. Sankt-Petersburg, Politekhn. un-t publ., 2009. 143 p.
- [5] Molchanov A.M., Shcherbakov M.A., Yanyshev D.S., Kuprikov M.Yu., Bykov L.V. *Postroyeniye setok v zadachakh aviatsionnoy i kosmicheskoy tekhniki* [Networking in the tasks of aviation and space technology]. Moscow, MAI publ., 2013. 260 p.
- [6] Lyubimov D.A., Potekhina I.V. A study of unsteady-state operating conditions of a supersonic inlet by the RANS/ILES method. *High Temperature*, 2016, vol. 54, no. 5, pp. 737–744, doi: 10.1134/S0018151X16050187
- [7] Goonko Y.P., Alexandrov E.A. Aerodynamic design of a supersonic three-dimensional inlet. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 57–68, doi: 10.1134/S0869864310010063
- [8] Trapier S., Deck S., Duveau P. Delayed Detached-Eddy Simulation and Analysis of Supersonic Inlet Buzz. *AIAA Journal*, 2008, vol. 46, no. 1, pp. 118–131, doi: <https://doi.org/10.2514/1.32187>
- [9] Kukshinova I.V., Lyubimov D.A., Solov'eva A.A., Fedorenko A.E. Study of the Possibilities of Gasdynamic Air Flow Control in the Spatial Air Intake of a Light Supersonic Business-Class Aircraft by the RANS/ILES Method. *High Temperature*, 2019, vol. 57, no. 1, pp. 113–121, doi: 10.1134/S0018151X18060160
- [10] Ayupov R.SH., Benderskiy L.A., Lyubimov D.A. The study of RANS/ILES by the method of the influence of the shape of heterogeneity in the free-stream temperature field on the

- characteristics of a supersonic air intake. *Modeli i metody aerodinamiki. Mater. Vosemnadtsatoy mezhdunar. shkoly-seminara* [Models and methods of aerodynamics. Materials of the Eighteenth International School-Seminar]. Moscow, 2018, pp. 14–16.
- [11] Gun'ko Yu.P., Mazhul' I.I., Nurutdinov V.I. Numerical study of the destruction of a supersonic flow during throttling of an air intake channel. *Teplofizika i aeromekhanika*, 2014, vol. 21, no. 2, pp. 163–178 (in Russ.).
- [12] Aleksandrov V.Yu., Danilov M.K., Gousov O.V., Gusev S.V., Kukshinov N.V., Prokhorov A.N., Zakharov V.S. Numerical and experimental investigation of different intake configurations of HEXAFly-INT facility module. *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, Daejeon, Korea, September 26–30, 2016, ICAS-2016-0380.
- [13] Dmitriyenko Yu.I., Zakharov A.A., Koryakov M.N. Simulation of Gasdynamical Flows in Supersonic Intake Channels Based on 3D Boundary Layer Model. *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2012, no. 2(2). Available at: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/aero/39.html>, doi: 10.18698/2308-6033-2012-2-39
- [14] Machin R.R., Tret'yakov V.F. An experimental study of the boundary layer drainage system in the curvilinear air intake of the WFD. *Mater. XXVII nauch.-tekhn. konf. po aerodinamike* [Materials of the XXVII scientific and technical conference on aerodynamics], Zhukovskiy, 2016, pp. 161–162.
- [15] Bosnyakov S.M., Remyev N.Kh. The study of spatial flow around a flat air intake with side cheeks with a supersonic gas flow. *Uchenyye zapiski TSAGI*, 1980, vol. XI, no. 5, pp. 40–46 (in Russ.).
- [16] Borovoy V.Y., Mosharov V.E., Radchenko V.N., Skuratov A.S., Struminskaya I.V. Leading edge bluntness effect on the flow in a model air-inlet. *Fluid Dynamics*, 2014, vol. 49, no. 4, pp. 454–467, doi: 10.1134/S0015462814040061
- [17] Trapier S., Duveau P., Deck S. Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz. *AIAA Journal*, 2006, vol. 44, no. 10, pp. 2354–2365, doi: <https://doi.org/10.2514/1.20451>

Статья поступила в редакцию 13.03.2020

Информация об авторах

СТУДЕННИКОВ Евгений Сергеевич — специалист отдела «Суперкомпьютерное моделирование». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: studennikov@mail.ru).

АЮПОВ Руслан Шамилевич — младший научный сотрудник отдела «Суперкомпьютерное моделирование». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: khajiitt@mail.ru).

Information about the authors

STUDENNIKOV Evgenii Sergeevich — Specialist, Supercomputer Modeling Department. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: studennikov@mail.ru).

AYUPOV Ruslan Shamilevich — Junior Researcher, Supercomputer Modeling Department. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: khajiitt@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Студенников Е.С., Аюпов Р.Ш. Расчетное исследование сверхзвукового воздухозаборного устройства в широком диапазоне параметров набегающего потока. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 9, с. 44–53, doi: 10.18698/0536-1044-2020-9-44-53

Please cite this article in English as:

Studennikov E.S., Ayupov R.S. A Design Study of a Supersonic Air Intake Device in a Wide Range of Main Flow Parameters. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 9, pp. 44–53, doi: 10.18698/0536-1044-2020-9-44-53