

# АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья  
УДК 629.7.015.3  
DOI: 10.34759/vst-2021-4-7-27

## ПОВЫШЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОСТРАНСТВЕННЫХ НЕРЕГУЛИРУЕМЫХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ВНЕШНЕГО СЖАТИЯ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ

Егор Валентинович Новгородцев<sup>1</sup>✉, Евгений Владимирович Карпов<sup>2</sup>,  
Никита Григорьевич Колток<sup>3</sup>

<sup>1,2,3</sup>Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),  
Жуковский, Московская область, Россия

<sup>1</sup>novogorodtseve91@mail.ru ✉

<sup>2</sup>e-karpov@list.ru

<sup>3</sup>nikitakoltok@gmail.com

**Аннотация.** Выполнено исследование физических особенностей обтекания и характеристик пространственного нерегулируемого воздухозаборника внешнего сжатия с овальным входом. На основе численного интегрирования системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса с моделью турбулентности SST проведено расчётное исследование обтекания изолированного варианта воздухозаборника с овальным входом как при отсутствии системы управления пограничным слоем, так и при её наличии. Установлено, что применение системы управления пограничным слоем обеспечивает существенное повышение характеристик воздухозаборника по сравнению с исходным вариантом без управления пограничным слоем. На основе полученных расчётных данных выявлен положительный эффект снижения суммарных потерь полного давления воздухозаборника за счёт сжатия части потока в косых скачках  $\lambda$ -ножки замыкающего скачка, опирающейся на элемент системы управления пограничным слоем – перфорированный участок внутренней поверхности входа воздухозаборника. Показано, что обнаруженный эффект наблюдается также при обтекании пространственного нерегулируемого трапециевидного воздухозаборника с системой управления пограничным слоем. Для сравнения приведены некоторые результаты расчётного и экспериментального исследований трапециевидного воздухозаборника.

**Ключевые слова:** численное моделирование, пространственный нерегулируемый воздухозаборник внешнего сжатия, система управления пограничным слоем, потери полного давления, дроссельная характеристика

**Для цитирования:** Новгородцев Е.В., Карпов Е.В., Колток Н.Г. Повышение характеристик пространственных нерегулируемых воздухозаборников внешнего сжатия на основе использования систем управления пограничным слоем // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 7-27. DOI: 10.34759/vst-2021-4-7-27

© Новгородцев Е.В., Карпов Е.В., Колток Н.Г., 2021

# AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

## CHARACTERISTICS IMPROVEMENT OF SPATIAL FIXED-GEOMETRY AIR INTAKES OF EXTERNAL COMPRESSION BASED ON BOUNDARY LAYER CONTROL SYSTEMS APPLICATION

Egor V. Novogorodtsev<sup>1</sup>✉, Evgeny V. Karpov<sup>2</sup>, Nikita G. Koltok<sup>3</sup>

<sup>1,2,3</sup>Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),  
Zhukovsky, Moscow Region, Russia

<sup>1</sup> novogorodtseve91@mail.ru ✉

<sup>2</sup> e-karpov@list.ru

<sup>3</sup> nikitakoltok@gmail.com

### *Abstract*

The objective of the presented article consists in studying impacts of various options of the boundary layer control (BLC) system on characteristics of spatial uncontrolled air intakes. The spatial supersonic uncontrolled air intake of external compression with an oval inlet was developed in the course of this work. Three different options of the boundary layer control system were developed for this air intake. They are:

1. The transversal slit on the compression wedge in the throat area.
2. The transversal slit in conjunction with perforation on the side surfaces in the inlet area.
3. Perforation accomplished in the form of the open-ended elliptic ring on the compression wedge and side surfaces in the area of the air take inlet.

Numerical study of the flow-around physical specifics and characteristics of the isolated oval-shaped air intake without the BLC system, as well as with all developed options of the BLC system was performed. The air intake flow-around was modeled based on numerical integration of the Reynolds-averaged Navier–Stokes equations (RANS) employing non-structured computational meshes, generated in the areas of the flow outside and inside of the air intake. The air intake duct throttling was modeled by the active disk method.

The results of the computational modeling are presented in the form of graphs of the air intake characteristics dependencies and flow patterns in various sections of the air intake channel. These graphs present dependencies of the total pressure recovery coefficient  $\nu$  on the air mass flow rate through the engine  $f$ , as well as circumferential distortion parameter  $\overline{\Delta\sigma_0}$  dependence on the specific reduced air mass flow rate through the engine  $q(\lambda_{\text{engine}})$ . The Mach number fields in both longitudinal vertical and longitudinal horizontal sections of the air intake channel, as well as fields of the  $\nu$  coefficient in the channel cross section, corresponding to the inlet of the engine compressor, are presented in the flow patterns.

Analysis of the obtained results of the computational study revealed that all developed options of the BLC system ensured the air intake characteristics improvement. The  $\nu$  coefficient herewith increases, and the  $\overline{\Delta\sigma_0}$  parameter decreases compared to the basic option of the air intake. It was determined that the third option of the BLC system ensured the greatest characteristics augmentation. Besides, this option of the BLC system ensures maximum length of the horizontal section of the air intake throttle characteristic.

Based on the results of the performed computational study, the high level of characteristics of the air intake, equipped with the third option of the boundary layer control system was established. This is associated with the positive effect of the total pressure losses reduction, when the part of the flow passing through the

diagonal shocks of the  $\lambda$ -structure of the terminal shock wave, leaning against the BLC system element, namely the perforated section of the air intake internal surface.

The article presents also the results of the computational and experimental studies of the isolated spatial trapezoidal air intake of the external compression, equipped with the BLC system in the form of perforation on the surfaces of the compression wedges in the area of the channel inlet. It is demonstrated that the detected positive effect of the  $\lambda$ -structure is being realized while the trapezoidal air intake flow-around as well.

**Keywords:** numerical simulation, three dimensional fixed-geometry air inlet with external compression, boundary layer control system, throttle performance

**For citation:** Novogorodtsev E.V., Karpov E.V., Koltok N.G. Characteristics improvement of spatial fixed-geometry air intakes of external compression based on boundary layer control systems application. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 7-27. DOI: 10.34759/vst-2021-1-7-27

## Введение

В настоящее время большое внимание уделяется проблеме разработки и создания сверхзвукового гражданского самолёта (СГС) нового поколения. Актуальность данной задачи для отечественной авиации определяется, в том числе, необходимостью увеличения скорости транспортного сообщения между многочисленными экономическими субъектами на обширной территории Российской Федерации.

Известно, что к СГС предъявляется ряд жёстких и подчас противоречивых требований по обеспечению:

- низкой громкости звукового удара при сверхзвуковой скорости полёта;
- низкого уровня шума на местности при взлётно-посадочных режимах полёта;
- экономичности эксплуатации.

С целью удовлетворения данным требованиям, в частности для снижения громкости звукового удара и уменьшения уровня шума на местности, при создании перспективного СГС необходим поиск новых технических решений относительно выбора геометрии воздухозаборных устройств и их компоновки с планером. Новые компоновки должны обеспечить компромисс между аэродинамической эффективностью и газодинамической устойчивостью работы силовой установки, с одной стороны, и экранированием распространения в направлении земли фронта скачков уплотнения, возникающих на входе воздухозаборников, с другой стороны. Так, классические схемы размещения воздухозаборников под фюзеляжем, реализованные на первых сверхзвуковых пассажирских самолётах Ту-144 и Concorde, несмотря на возможность обеспечения

высокой аэродинамической эффективности и газодинамической устойчивости работы силовой установки, не позволяют добиться низкой громкости звукового удара, в том числе ввиду отсутствия экранирования силовой установки элементами планера. На первых сверхзвуковых пассажирских самолётах (Ту-144 и Concorde) применены плоские регулируемые воздухозаборники (ВЗ) внешнего сжатия. Описание плоских ВЗ и принципов их работы дано, например, в отечественных работах [1, 2]. Зарубежный опыт исследований плоских сверхзвуковых воздухозаборников внешнего сжатия содержится, например, в монографиях Ферри [3], Лейнарта [4] и Седдона [5]. Вход плоского воздухозаборника при виде спереди имеет форму прямоугольника. Предварительное сжатие потока в таком ВЗ реализуется в косых скачках уплотнения, генерируемых плоскими ступенями клиньев сжатия. Количество ступеней сжатия варьируется от одной до четырёх. Использование плоских ВЗ привлекательно из-за простоты их конструкции, однако прямоугольная форма входа является причиной того, что плоский (прямоугольный) ВЗ не всегда оптимально компокуется с планером ЛА.

Альтернативой плоским сверхзвуковым воздухозаборникам могут быть так называемые пространственные сверхзвуковые воздухозаборники [6, 7]. Вход пространственных воздухозаборников может иметь любую форму, начиная с формы произвольного многоугольника и заканчивая сложными криволинейными формами. В работах [8—11] исследовались сверхзвуковые воздухозаборники с параллелограммной формой входа. В работах [12—15] рассмотрены трапециевидные

воздухозаборники внешнего сжатия. В работе [16] рассмотрен сверхзвуковой воздухозаборник с пятиугольной формой входа. В [17] исследован воздухозаборник с входом в виде шестиугольника. В [18] описана геометрия воздухозаборного устройства с овальной формой входа. Возможность исполнения входа любой формы может давать преимущества пространственным ВЗ перед плоскими ВЗ, поскольку обеспечивает удобство интеграции таких ВЗ с планером самолёта. Таким образом, пространственные воздухозаборники можно использовать в компоновках перспективных СГС с целью удовлетворения требований, предъявляемых к перспективному самолёту. Так, возможности использования пространственных воздухозаборников на СГС рассмотрены, например, в работах [17, 19]. В работах [20, 21] рассмотрено использование трапециевидных пространственных воздухозаборников на сверхзвуковом деловом самолёте. Поверхности сжатия в пространственных воздухозаборниках строятся на основе поверхностей тока выбранного известного течения на расчётном режиме [22]. В качестве известных течений выбираются плоскопараллельные или конические течения, реализующиеся при обтекании сверхзвуковым потоком плоских клиньев или круговых конусов с известным углом при вершине.

В настоящее время, в связи с бурным развитием вычислительной техники, на этапе эскизного проектирования воздухозаборников широко применяются современные численные подходы. В работе [23], например, для расчёта течения в области входного участка воздухозаборника использован подход, основанный на численном решении системы уравнений Эйлера. Однако данный подход позволяет только на качественном уровне смоделировать основные физические особенности течения, реализующиеся на входном участке и в канале воздухозаборника, поскольку решения системы уравнений Эйлера не описывают эффекты вязкости и турбулентного переноса. В этой связи с практической точки зрения наиболее интересны методы, позволяющие численно решать систему уравнений Навье—Стокса, описывающую пространственные течения вязкого сжимаемого газа. В настоящее время при решении инженерных задач промышленной аэродинамики широко используется так называемый RANS-подход, предложенный Рейнольдсом (см., например [24]). В результате данного подхода система уравнений Навье—Стокса преобразуется в систему уравнений Рейнольдса, решения

которой описывают осреднённое по времени турбулентное течение. Вследствие того что система уравнений Рейнольдса содержит вклад от пульсационных составляющих, для её замыкания необходимо применять полуэмпирические модели турбулентности. Наиболее популярной из полуэмпирических моделей в настоящее время применительно к решению инженерных задач промышленной аэродинамики является модель турбулентности SST (Shear Stress Transport). Данная модель турбулентности предложена в 1993 году Ментером в работе [25], опыт её эксплуатации насчитывает более 20 лет. По совокупности своих качеств модель турбулентности SST является одной из лучших среди существующих RANS-моделей турбулентности. В обзорной работе [26] дано описание результатов использования RANS-SST-подхода для ряда тестовых задач. Проведено их сравнение с экспериментальными данными, а также с результатами, полученными с другими полуэмпирическими моделями турбулентности.

В силу того что течение в сверхзвуковых пространственных воздухозаборниках имеет сложный пространственный характер, RANS-подходы являются эффективным инструментом для проектирования таких воздухозаборников. Они позволяют в короткие сроки выполнить расчёт обтекания и оценить характеристики как изолированных воздухозаборников, так и воздухозаборников в компоновке с планером ЛА. В работах [17, 19] приведены результаты расчётов обтекания и характеристик пространственных воздухозаборников, выполненных с применением пакета программ FASTRAN [28] на основе RANS-подхода с моделью турбулентности « $k-\epsilon$ ». В работах [12—14, 20, 21] приведены результаты расчётов обтекания и характеристик изолированных пространственных воздухозаборников, выполненных с применением пакета программ ANSYS [29] на основе RANS-подхода с моделью турбулентности SST.

Стоит отдельно отметить, что в результате процессов торможения в скачках уплотнения, трения о стенки, формирования вихревых течений и т.д. поток в канале сверхзвукового воздухозаборника становится существенно неравномерным. Одним из основных требований, предъявляемых к воздухозаборнику, является обеспечение допустимых характеристик неравномерности потока перед двигателем во всём эксплуатационном диапазоне режимов полёта ЛА. Методика определения параметров неравномер-



ности потока в воздухозаборнике на основе экспериментальных исследований разработана специалистами ЦАГИ, ЦИАМ, ЛИИ и изложена в [1]. В рамках данной методики неравномерность потока в канале воздухозаборника на входе в двигатель определяется значением параметра окружной неравномерности поля полного давления  $\overline{\Delta\sigma}_0$ . Недостатком работ [7, 17, 19], посвящённых определению характеристик воздухозаборников на основе расчётных исследований, является отсутствие данных по величине параметра окружной неравномерности поля полного давления  $\overline{\Delta\sigma}_0$ . Так, в данных работах приведены только дроссельные характеристики исследованных воздухозаборников. Между тем возможность оценки данного параметра на этапе расчётно-проектных исследований представляет большую практическую значимость, поскольку величина данного параметра определяет степень газодинамической устойчивости работы силовой установки.

С учётом этого в настоящей работе, помимо дроссельных характеристик, для всех исследованных вариантов воздухозаборника получены зависимости параметра окружной неравномерности поля полного давления на входе в двигатель  $\overline{\Delta\sigma}_0$  от удельного приведенного расхода воздуха в сечении двигателя  $q(\lambda_{дв})$ .

Один из объектов исследования — изолированный пространственный воздухозаборник с овальным входом. Прототипом исследованного воздухозаборника является воздухозаборник, описанный в работе [18]. Однако этот ВЗ не оборудован системой управления пограничным слоем. Новизна настоящей работы заключается в выполнении расчётно-проектных исследований, направленных на повышение характеристик овального пространственного ВЗ за счёт управления пограничным слоем на поверхности тор-

можения. Также на основании полученных результатов были выявлены характерные физические особенности, реализующиеся при обтекании пространственных ВЗ с системой управления пограничным слоем. Стоит отметить, что работы, посвящённые исследованию управления пограничным слоем для овального пространственного ВЗ, в настоящее время авторам статьи не известны.

Ещё один объект исследования в данной работе — изолированный трапециевидный воздухозаборник, результаты исследований которого приведены, например, в работах [12—15]. Результаты расчётно-экспериментальных исследований обтекания и характеристик пространственного трапециевидного воздухозаборника приведены в настоящей статье с целью обобщения физических особенностей обтекания воздухозаборника с овальным входом на более широкий класс конфигураций пространственных воздухозаборников, а также с целью валидации применённой в исследовании расчётной методики.

## 1. Расчётное исследование обтекания и характеристик нерегулируемого овального воздухозаборника внешнего сжатия

### 1.1. Описание исследованных вариантов изолированного овального ВЗ

Разработана геометрическая математическая модель нерегулируемого пространственного воздухозаборника внешнего сжатия с овальным входом (овальный ВЗ). Вид в пространстве и сечение продольной плоскостью симметрии исходного варианта овального ВЗ представлены на рис. 1. Воздухозаборник спроектирован на расчетное число Маха набегающего потока  $M_\infty = 2,0$ . Вход ВЗ при виде спереди имеет форму эллипса. Положение входа в канал ВЗ показано на рис. 1.

Входной участок воздухозаборника построен с использованием метода газодинамического

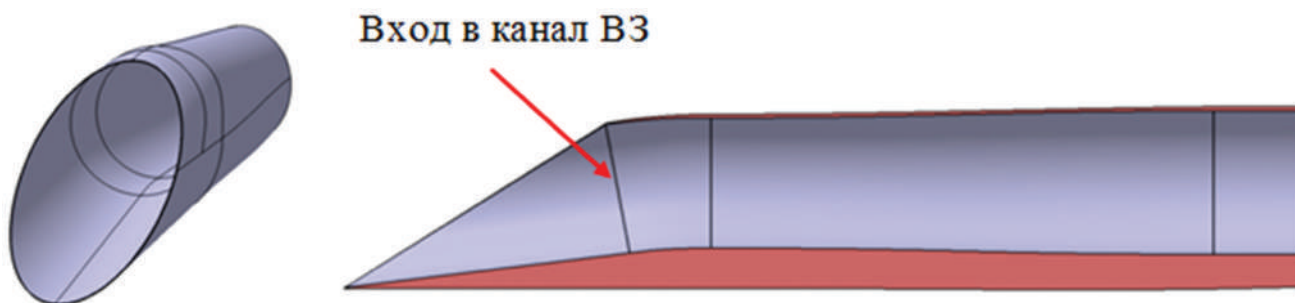


Рис. 1. Схема исходного варианта овального ВЗ. Вид в изометрии и продольное сечение

конструирования. Сжатие сверхзвукового потока в воздухозаборнике осуществляется специальным образом спроектированной поверхностью. Геометрия данной поверхности выбрана так, чтобы при расчётном числе Маха течение за косым скачком уплотнения, генерированным при её обтекании, было эквивалентно плоскопараллельному течению, реализуемому при обтекании сверхзвуковым потоком прямого клина с углом раскрытия  $\delta = 8,5^\circ$ . За сечением входа А-А канал воздухозаборника плавно поворачивается на угол  $\delta$  и выходит на сечение горла. Горло воздухозаборника в сечении имеет также эллиптическую форму. Плоскость горла перпендикулярна базовой строительной оси воздухозаборника ОХ. Площадь сечения канала на участке между входом и горлом сохраняется постоянной. За горлом

следует диффузорный канал, в сечениях которого осуществляется плавный выход на сечение двигателя летательного аппарата.

Известно, что для обеспечения высоких характеристик воздухозаборных устройств при сверхзвуковых скоростях полёта применяется система управления пограничным слоем на поверхностях торможения и в области горла ВЗ. Целью данной работы являлось изучение влияния различных конфигураций системы управления пограничным слоем на уровень характеристик овального ВЗ.

На рис. 2–4 представлены варианты изолированного овального ВЗ с системой управления пограничным слоем (УПС). В варианте 1 овального ВЗ с УПС за поверхностью торможения в области горла ВЗ выполнена специальная поперечная щель для отвода пограничного слоя с

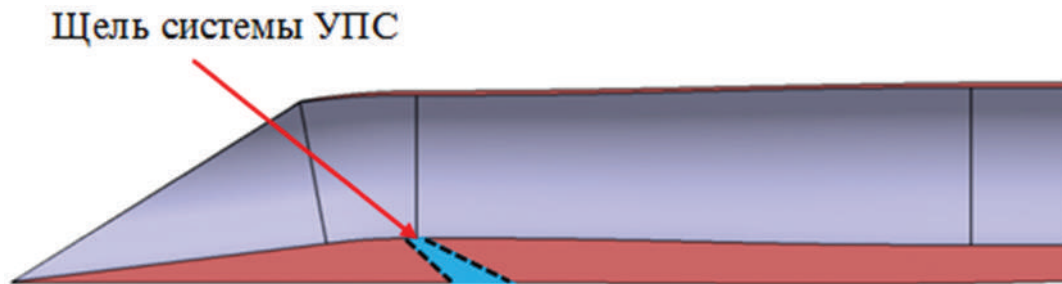


Рис. 2. Вариант 1 овального ВЗ с УПС. Продольное сечение

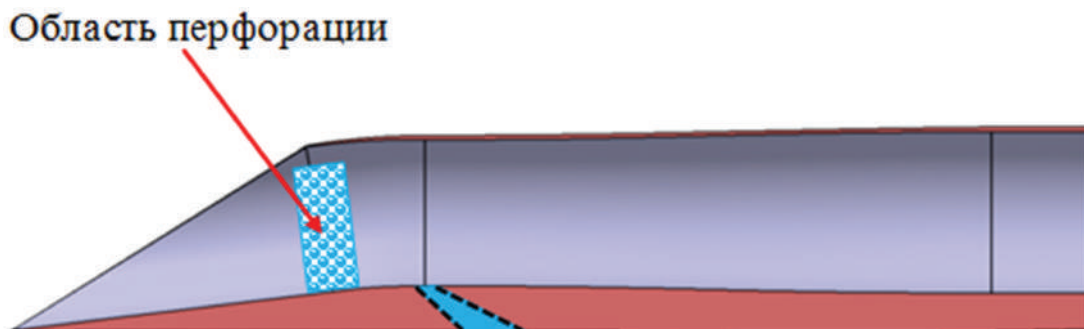


Рис. 3. Вариант 2 овального ВЗ с УПС. Продольное сечение

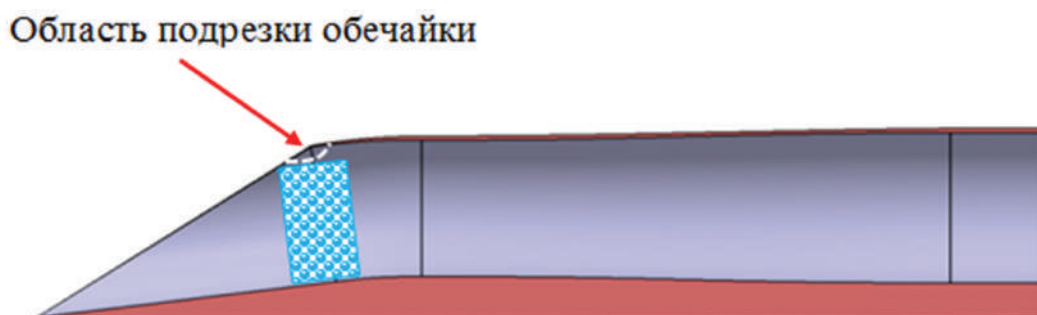


Рис. 4. Вариант 3 овального ВЗ с УПС. Продольное сечение

внутренней поверхности канала ВЗ в область пониженного давления.

В варианте 2 система управления пограничным слоем представлена в виде комбинации поперечной щели и перфорации. Область перфорирования представляет собой разомкнутое эллиптическое кольцо, охватывающее поверхность торможения и боковые стенки входного участка ВЗ. Таким образом, воздух с нижней части поверхности торможения за счёт разницы давлений отводится через перфорацию в специальную полость, располагающуюся в подпанельном пространстве ВЗ. Далее воздух из полости отводится во внешний поток через щели, расположенные снизу и по бокам внешнего кожуха (см. рис. 3). Воздух, проходящий через перфорацию, расположенную на боковых поверхностях входного участка ВЗ, отводится непосредственно во внешний поток.

Вариант 3 овального ВЗ с УПС отличается от варианта 2 отсутствием поперечной щели, располагавшейся за перфорацией в области горла. Таким образом, система управления пограничным слоем в данном варианте включает только перфорацию (см. рис. 4). При этом область перфорирования также имеет форму разомкнутого кольца, расположенного частично на поверхности торможения и частично в области горла канала ВЗ. Кроме того, в данном варианте была осуществлена подрезка обечайки (см. рис. 4). Площадь перфорации в варианте 3 была несколько меньше суммарной площади перфорации и поперечной щели варианта 2 (исходя из того, что в варианте 3 в зоне подрезки обечайки дополнительно осуществляется ещё и боковой перепуск воздуха).

### 1.2. Методика расчётного исследования

Численное моделирование обтекания изолированного овального воздухозаборника выполнено на основе RANS-SST подхода. Для моделирования пространственного обтекания овального изолированного воздухозаборника была построена неструктурированная расчётная сетка.

Схема расположения объекта исследования внутри расчётной области представлена на рис. 5. Расчётная область включает наружную и внутреннюю по отношению к воздухозаборнику части. Спереди расчётная область ограничена поверхностью, имеющей форму полусферы, сзади — плоскостью. На всей сферической поверхности ставилось условие, соответствующее парамет-

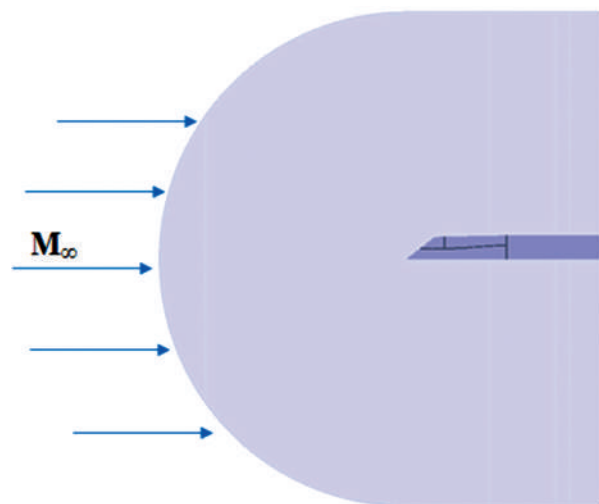


Рис. 5. Расположение расчётной конфигурации внутри расчётной области

рам набегающего потока. На задней границе наружной части расчётной области ставилось граничное условие, соответствующее свободно-му протеканию потока. На границах, соответствующих твёрдым поверхностям объекта исследования, ставились граничные условия непротекания и прилипания потока.

Расчетная сетка для каждого исследованного варианта ВЗ содержала 60 млн ячеек. Размер пристеночной ячейки по нормали к поверхности соответствовал величине  $y^+ \cong 1$ , что обеспечивало достоверное моделирование течения в области пограничного слоя в рамках RANS-SST-подхода. Расчётная сетка на поверхности исследованного изолированного воздухозаборника с овальным входом представлена на рис. 6.

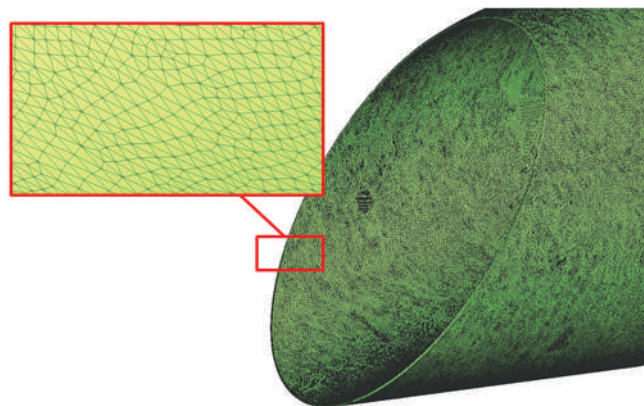


Рис. 6. Вид в изометрии на расчетную сетку и фрагмент расчетной сетки

**1.3. Расчёт параметров, характеризующих течение в канале воздухозаборника перед двигателем**

По результатам проведённых расчётов параметров течения в канале ВЗ в контрольном сечении вычислялись коэффициент восстановления полного давления  $\nu$  и параметр окружной неравномерности поля полного давления  $\overline{\Delta\sigma}_0$ . Для этого выполнялось вычисление полных давлений в точках, соответствующих расположению приёмников полного давления в восьмилучевой измерительной гребёнке. Положение контрольного сечения канала ВЗ соответствовало входу в двигатель. Стоит отметить, что вычисление коэффициента восстановления полного давления и параметра окружной неравномерности поля полного давления  $\overline{\Delta\sigma}_0$  в сечении двигателя осуществлялось в соответствии с экспериментальной методикой, принятой в ЦАГИ.

Для имитации дросселирования канала ВЗ в данном расчётном исследовании использовалась модель активного диска. Для этого за плоскостью контрольного сечения был построен вспомогательный цилиндрический буферный канал. В выходном сечении буферного канала задавалось значение среднего по площади статического давления  $p_{\text{дрос}} = \xi \times p_\infty$ . Здесь  $p_\infty$  — статическое давление в набегающем потоке;  $\xi$  — параметр дросселирования, задающий значение противодействия в канале ВЗ ( $\xi = 3 \dots 5$ ). Значения удельного приведенного расхода в сечении двигателя  $q(\lambda_{\text{дв}})$  вычислялись по следующей формуле:

$$q(\lambda_{\text{дв}}) = \frac{G_{\text{дв}} \sqrt{T_{0\text{дв}}}}{0,0404 F_{\text{дв}} p_{0\text{дв}}},$$

где  $G_{\text{дв}}$  — суммарный расход воздуха через двигатель;  $T_{0\text{дв}}$  — осреднённое по площади значение полной температуры в сечении двигателя;  $F_{\text{дв}}$  — площадь сечения двигателя;  $p_{0\text{дв}}$  — осреднённое по площади значение полного давления в контрольном сечении.

По значению удельного приведенного расхода воздуха через двигатель, а также по значению коэффициента восстановления полного давления определялся коэффициент расхода воздуха воздухозаборника  $f$ :

$$f = \frac{\nu_{\text{дв}} F_{\text{дв}} q(\lambda_{\text{дв}})}{F_0 q(\lambda_\infty)},$$

где  $F_0$  — площадь, ограниченная кромками воздухозаборника при виде спереди;  $q(\lambda_\infty)$  — значение удельного приведенного расхода, соответствующее числу Маха набегающего потока.

**1.4. Результаты численных расчётов**

На рис. 7 приведены в сравнении дроссельные характеристики и зависимости параметра окружной неравномерности  $\overline{\Delta\sigma}_0$  поля полного давления на входе в двигатель от удельного приведенного расхода  $q(\lambda_{\text{дв}})$  воздуха через него для всех исследованных вариантов ВЗ при сверхзвуковом крейсерском режиме полёта. Для режимов, соответствующих выделенным на рис. 7 точкам *A, B, C, D*, ниже будет приведен подробный анализ физических особенностей течения в ВЗ.

*Исходный вариант овального воздухозаборника (без системы управления пограничным слоем)*

Из приведенных на рис. 7 зависимостей видно, что исходный вариант изолированного овального ВЗ во всём исследованном диапазоне режимов по величинам удельного приведенного расхода воздуха через двигатель имеет наиболее низкие характеристики по коэффициенту восстановления полного давления  $\nu$ . При этом величины параметра окружной неравномерности при всех режимах дросселирования получены выше в сравнении с вариантами ВЗ, оборудованными системой УПС. Для выяснения физических причин низких характеристик ВЗ рассмотрим поля течения, представленные на рис. 8, где приведены поля чисел *M* в продольном сечении ВЗ и поля коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  в сечении двигателя. Продольное сечение выполнено плоскостью симметрии овального ВЗ.

На данном рисунке представлена картина течения, реализующегося при работе исходного варианта воздухозаборника (без системы управления пограничным слоем) на режиме, соответствующем угловой точке дроссельной характеристики и максимальному для данного варианта значению коэффициента  $\nu$  (точка *A* на рис. 7). На данном режиме замыкающий скачок уплотнения расположен на незначительном расстоя-



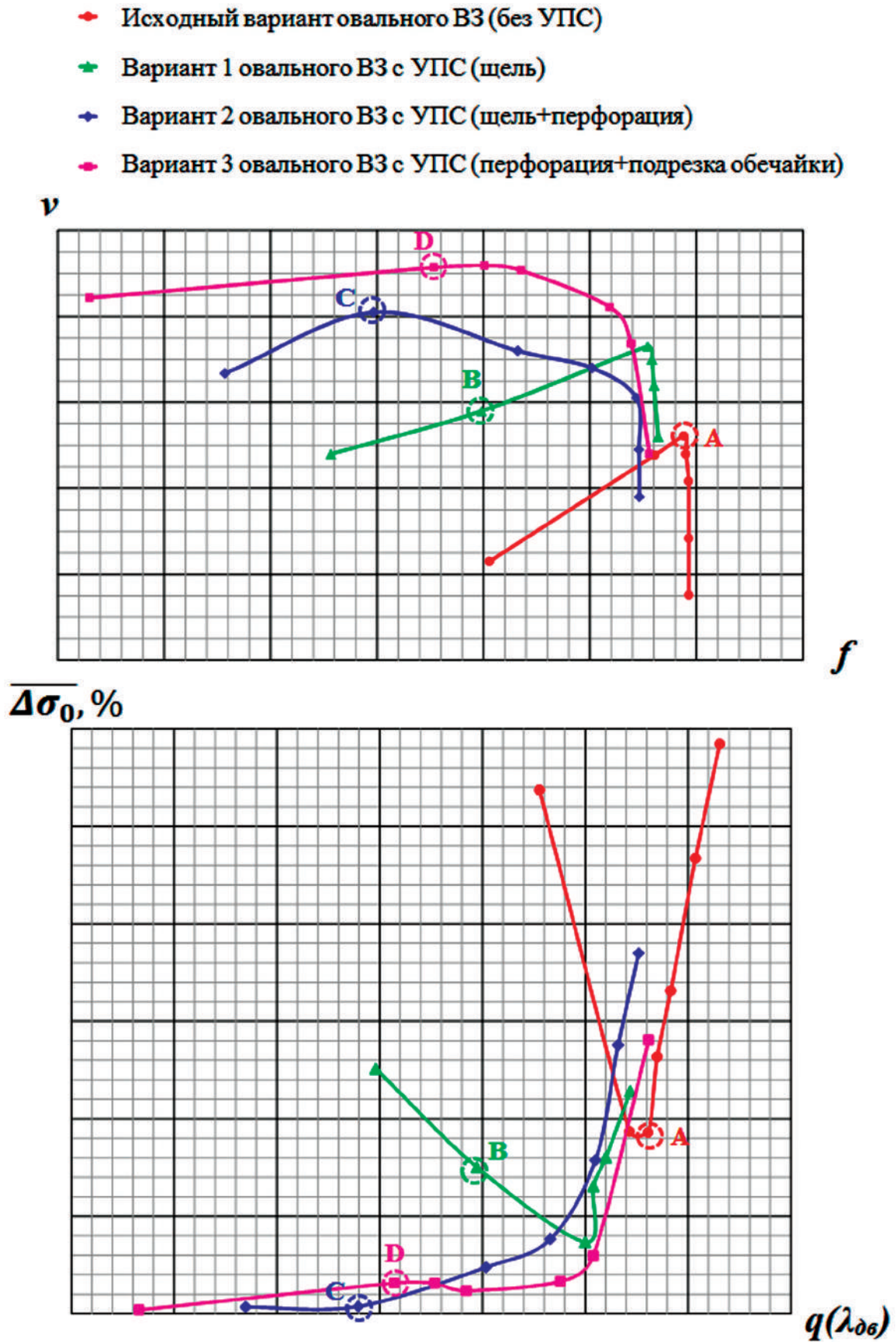


Рис. 7. Дроссельные характеристики (вверху) и зависимости параметра окружной неравномерности поля полного давления на входе в двигатель  $\overline{\Delta\sigma_0}$  от удельного приведенного расхода  $q(\lambda_{дв})$  (внизу) для различных исследованных вариантов изолированного овального ВЗ. Сверхзвуковой крейсерский режим

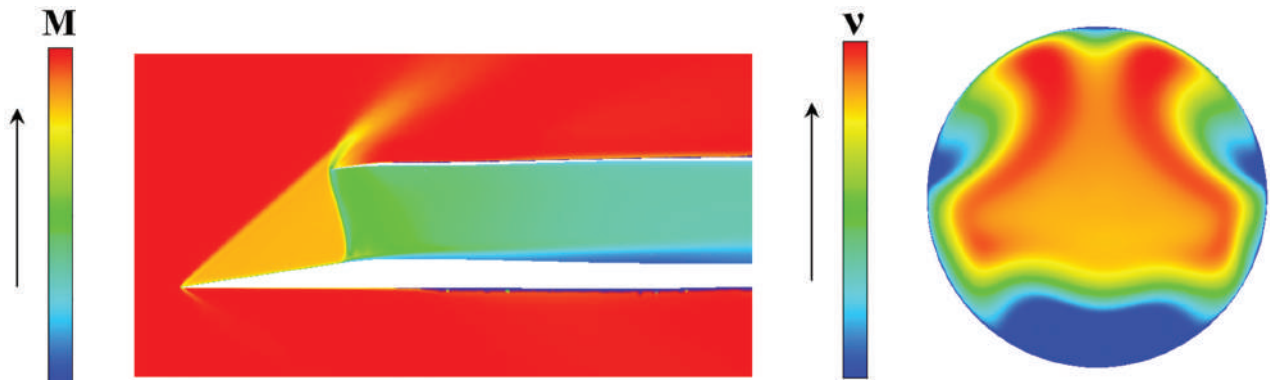


Рис. 8. Расчётные поля числа Маха в продольном сечении канала ВЗ (слева) и коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  в сечении двигателя (справа). Исходный вариант овального ВЗ. Сверхзвуковой крейсерский режим. Точка А

нии перед плоскостью входа в канал ВЗ. Реализуется перепуск воздуха как в косом, так и в прямом скачке уплотнения. При взаимодействии замыкающего скачка уплотнения с пограничным слоем, нарощим на нижней части поверхности торможения воздухозаборника, возникает отрыв пограничного слоя из-под замыкающего скачка уплотнения с образованием характерной  $\lambda$ -образной структуры из косых скачков уплотнения. За областью отрыва образуется низконапорный след, который распространяется по каналу ВЗ вплоть до сечения двигателя. В сечении двигателя данный след проявляется в виде области с пониженными значениями полных давлений, являющейся причиной низких значений коэффициента  $\nu$  и высоких значений параметра окружной неравномерности  $\overline{\Delta\sigma_0}$ .

*Вариант 1 овального воздухозаборника с системой УПС*

Применение системы управления пограничным слоем в виде поперечной щели в области горла ВЗ (вариант 1) обеспечивает повышение характеристик ВЗ по коэффициенту восстановления полного давления  $\nu$  и снижение параметра окружной неравномерности поля полного давления на входе в двигатель по сравнению с исходным вариантом (без системы управления пограничным слоем). В угловой точке дроссельной характеристики получено значение коэффициента  $\nu$  для варианта 1 ВЗ с УПС на  $\Delta\nu \sim 0,02$  более высокое, чем для исходного варианта. При этом полученное значение параметра окружной неравномерности поля полного давления ниже нормированного уровня. Рассмотрим приведенные на рис. 9 поля течения, реализующегося при

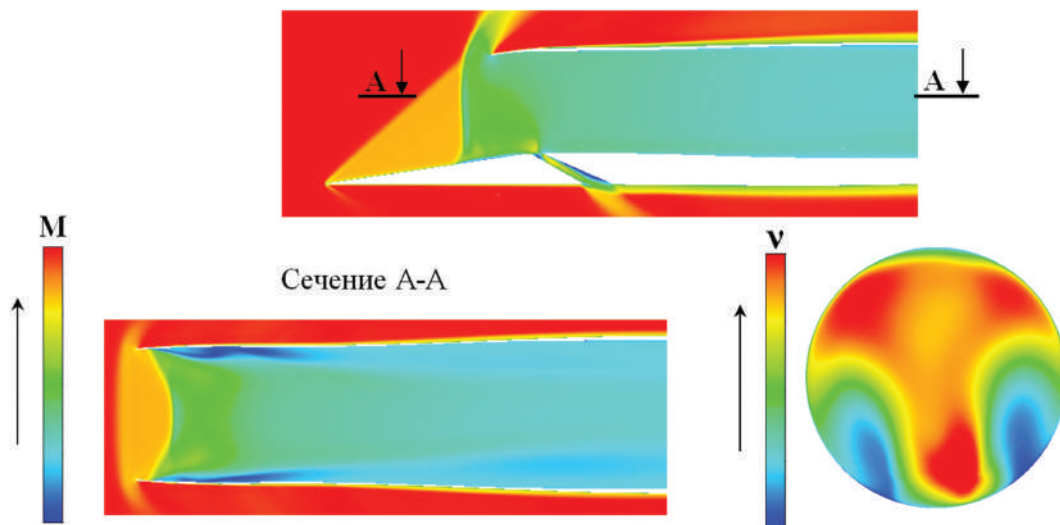


Рис. 9. Расчётные поля числа М в продольном сечении ВЗ (слева) и коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  в сечении двигателя (справа). Вариант 1 овального ВЗ с УПС. Сверхзвуковой крейсерский режим. Точка В

обтекании данного варианта ВЗ на режиме, близком к режиму совместной работы ВЗ с двигателем (точка В на рис. 7). На рисунке, помимо поля чисел М в продольном вертикальном сечении ВЗ и поля коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  в сечении двигателя, приведено также поле чисел Маха в горизонтальном сечении А-А канала ВЗ.

Картина течения соответствует режиму работы ВЗ на нисходящем участке пологой ветви дроссельной характеристики. Из данного рисунка видно, что замыкающий скачок уплотнения располагается относительно далеко от плоскости входа ВЗ. Ввиду наличия щели для отвода пограничного слоя низконапорный след за отрывом пограничного слоя на нижней части поверхности торможения практически не распространяется внутрь канала. Однако отрывные течения возникают в результате взаимодействия замыкающего скачка уплотнения с пограничным слоем на боковых участках поверхности торможения. Так, в сечении плоскостью, перпендикулярной плоскости симметрии ВЗ (см. рис. 9), вблизи боковых стенок входного участка ВЗ отчетливо видны две области отрывного течения с ярко выраженными  $\lambda$ -образными структурами. Данные структуры возникают в результате взаимодействия замыкающего прямого скачка с пограничным слоем на стенках входного участка ВЗ. Низконапорные следы от отрывных течений приводят к образованию пары зон с пониженными значениями коэффициента  $\nu$  в сечении двигателя, что приводит к снижению коэффициента восстановления полного давления ВЗ.

#### *Вариант 2 овального воздухозаборника с системой УПС*

Для полного устранения отрывных структур на входе в двигатель в варианте 2 система управления пограничным слоем была дополнена перфорацией, выполненной в форме разомкнутого кольца по всей поверхности торможения (см. рис. 3).

Из рис. 7 видно, что применение данного варианта системы управления пограничным слоем приводит к значительному росту коэффициента  $\nu$  на всех рассмотренных режимах по сравнению с исходным вариантом ВЗ, а также в широком диапазоне режимов – и по сравнению с вариантом 1 ВЗ с УПС и обеспечивает существенное снижение параметра окружной неравномерности по сравнению с предыдущими исследованными вариантами.

Рассмотрим поля течения в канале ВЗ, представленные на рис. 10. На рисунке, помимо полей числа М в продольных вертикальном и горизонтальном сечении канала ВЗ и поля коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  в сечении двигателя, приведены также поля коэффициента  $\nu$  в различных поперечных сечениях по длине канала ВЗ.

Картина течения соответствует работе ВЗ на режиме, близком к режиму совместной работы ВЗ с двигателем (точка С на рис. 7). На данном режиме реализуется полностью безотрывное обтекание поверхности торможения, отсутствуют зоны с пониженными значениями полного давления на входе в двигатель. Такой характер течения обеспечивает низкий уровень параметра окружной неравномерности  $\overline{\Delta\sigma_0}$ . Полное отсутствие зон отрыва в области поверхности торможения объясняется оптимальным положением замыкающего скачка уплотнения – таким, что отсутствует контакт замыкающего скачка уплотнения с областью на поверхности торможения, свободной от перфорации.

В расчётном поле коэффициента  $\nu$  в сечении 1 канала ВЗ видна серповидная область повышенных значений  $\nu$ , по форме повторяющая область перфорирования входного участка канала (см. рис. 10). Наличие данной области объясняется тем, что часть воздуха за косым скачком уплотнения, возникающим при обтекании поверхности торможения, проходит не через прямой замыкающий скачок, а через систему косых (в пристеночной области) и замыкающего прямого (в центре потока) скачков, образующих характерную  $\lambda$ -образную структуру в области взаимодействия замыкающего прямого скачка с пограничным слоем в области перфорирования. Можно предположить, что для слоёв воздуха, проходящих через систему из пары косых скачков уплотнения, реализуются меньшие потери полного давления в сравнении со слоями воздуха, проходящими через прямой скачок уплотнения. Далее часть воздуха с более высокими значениями коэффициента  $\nu$  через щель слива пограничного слоя отводится во внешний поток (см. сечение 2 на рис. 10), в результате чего в сечении 4 область с повышенными значениями коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  практически отсутствует.

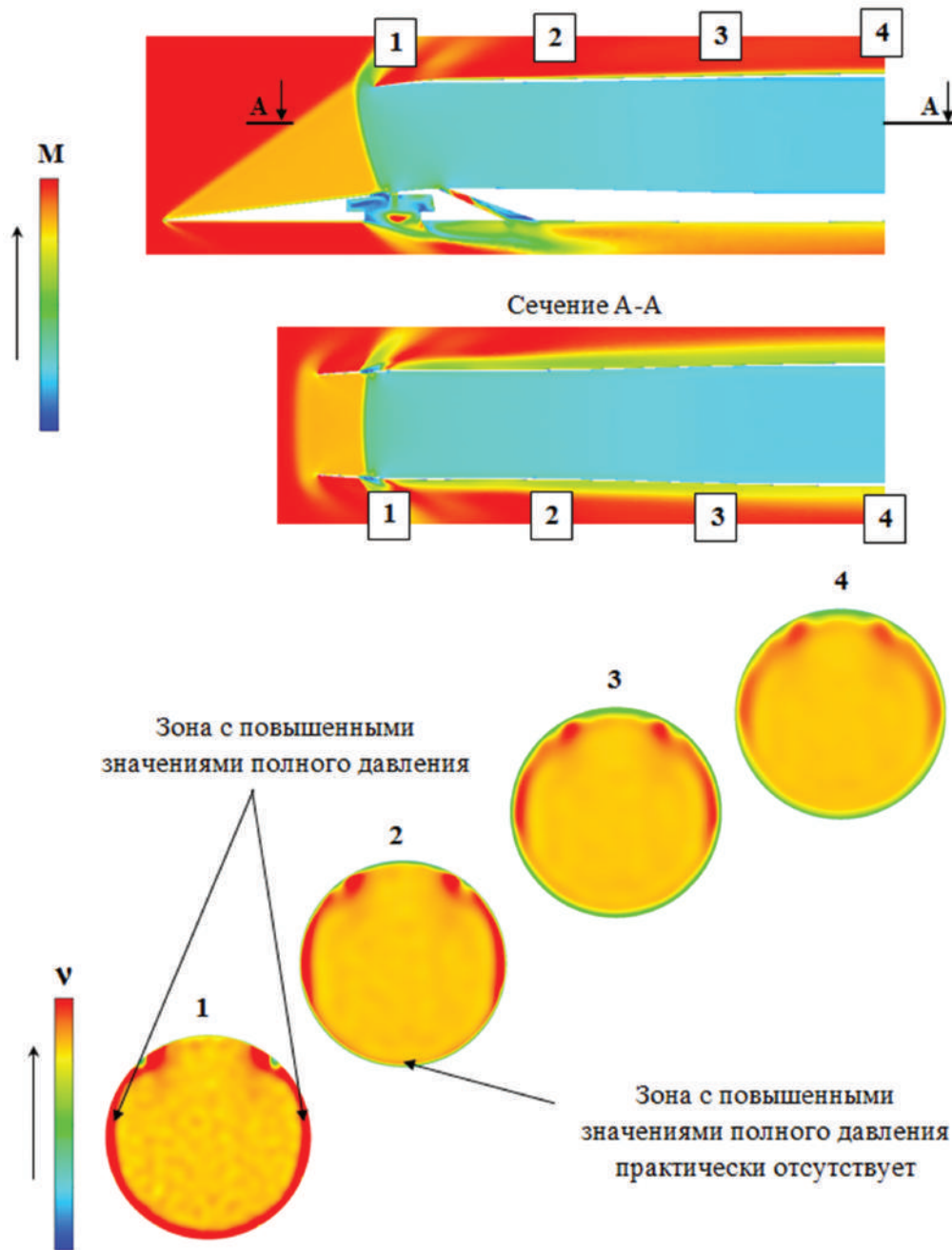


Рис. 10. Расчётные поля чисел  $M$  в продольных сечениях ВЗ (вверху) и коэффициента восстановления полного давления  $v$  в поперечных сечениях канала ВЗ (внизу). Вариант 2 овального ВЗ с УПС. Сверхзвуковой крейсерский режим. Точка С

*Вариант 3 овального воздухозаборника с системой УПС*

С целью дальнейшего повышения характеристик изолированного овального ВЗ в варианте 3 была изменена конструкция системы УПС относительно варианта 2. Так, в варианте 3 отсутствовала щель слива пограничного слоя и, кроме того, была выполнена подрезка верхней части входа ВЗ (см. рис. 4). Таким образом, область поверхности торможения, занятая перфорацией,

была увеличена по сравнению с вариантом 2. Однако площадь отверстий перфорации в варианте 3 была несколько меньше суммарной площади отверстий перфорации и щели слива варианта 2 (с учетом того, что дополнительно ещё осуществляется перепуск воздуха через подрезку верхней части входа ВЗ).

Из рис. 7 видно, что вариант 3 обеспечивает наиболее высокие характеристики ВЗ по коэффициенту восстановления полного давления  $v$



при низких уровнях параметра окружающей неравномерности  $\overline{\Delta\sigma_0}$  на входе в двигатель.

Для выяснения физических причин высоких уровней коэффициента  $v$  для данного варианта рассмотрим поля течения, представленные на рис. 11.

Данные поля получены в режиме работы ВЗ, близком к режиму совместной работы ВЗ с двигателем (точка *D* на рис. 7) На рисунке отчетливо видна характерная пространственная  $\lambda$ -образная структура, образованная двумя косыми и замыкающим прямым скачками уплотнения. В

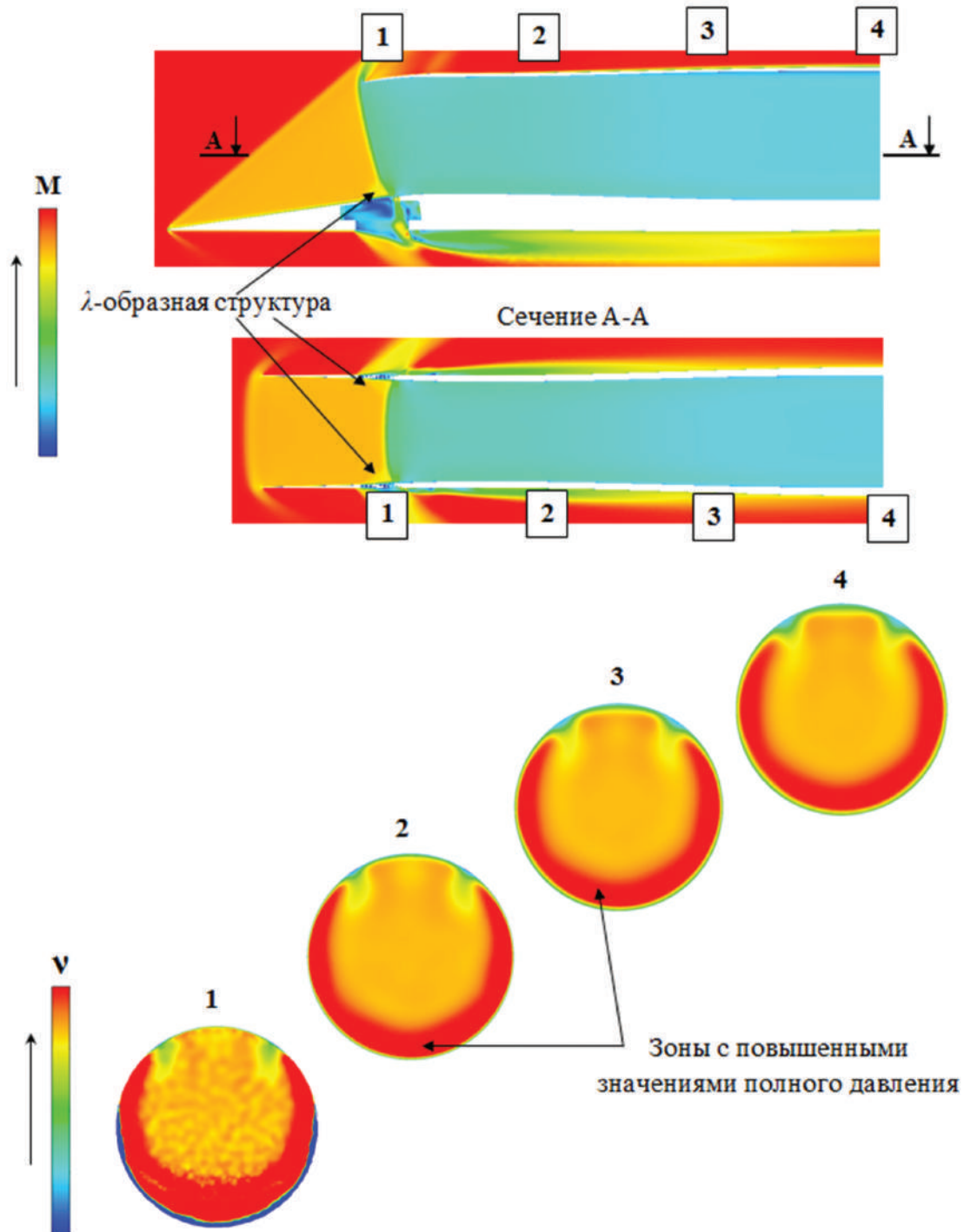


Рис. 11. Расчётные поля чисел  $M$  в продольных сечениях ВЗ (вверху) и коэффициента восстановления полного давления  $v$  в поперечных сечениях канала ВЗ (внизу). Вариант 3 овального ВЗ с УПС. Сверхзвуковой крейсерский режим. Точка *D*

данном случае эта структура опирается на перфорированный участок поверхности торможения. В сечениях каналов вариантов ВЗ 2 и 3 наблюдаются схожие поля коэффициента  $\nu$ . Однако серповидная область с повышенными значениями коэффициента  $\nu$  в канале варианта ВЗ 3 значительно больше в сравнении с аналогичной областью варианта ВЗ 2, что, видимо, объясняется увеличением площади области перфорирования. При этом отсутствие поперечной щели в горле ВЗ обеспечивает распространение данной серповидной зоны высоких значений полного давления вплоть до сечения двигателя. Так, мак-

симальное значение коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  в сечении двигателя для варианта 3 ВЗ с УПС на  $\Delta\nu \sim 0,01$  выше в сравнении с вариантом 2 ВЗ с УПС.

Сравним полученное для варианта 3 овального ВЗ с системой УПС значение коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  с так называемым теоретическим значением. В случае овального ВЗ теоретическое значение коэффициента  $\nu$  рассчитывается по следующей схеме: торможение сверхзвукового потока в косом скачке уплотнения от плоского клина с углом раскрытия  $8,5^\circ$  и последующее торможение в прямом скачке уплотнения.

В верхней части рис. 12 приведена в сравнении с теоретическим значением развёртка осреднённых по лучам измерительной гребёнки коэффициентов  $\nu$ . Данная развёртка представляет собой зависимость средних (по 4 точкам луча) значений коэффициента  $\nu$  от угла  $\varphi$ , определяющего положение того или иного луча в сечении двигателя. Так, луч №1 соответствует углу  $\varphi = 0$ , луч №2 соответствует  $\varphi = 45^\circ$  и т.д. Схема гребёнки, наложенная на поле коэффициента  $\nu$  в сечении двигателя, с указанием положения лучей, приведена в нижней части рис. 12. Режим течения по расходу близок к режиму совместной работы ВЗ и двигателя (точка *D* на рис. 7). Из рис. 12 видно, что осреднённые значения коэф-

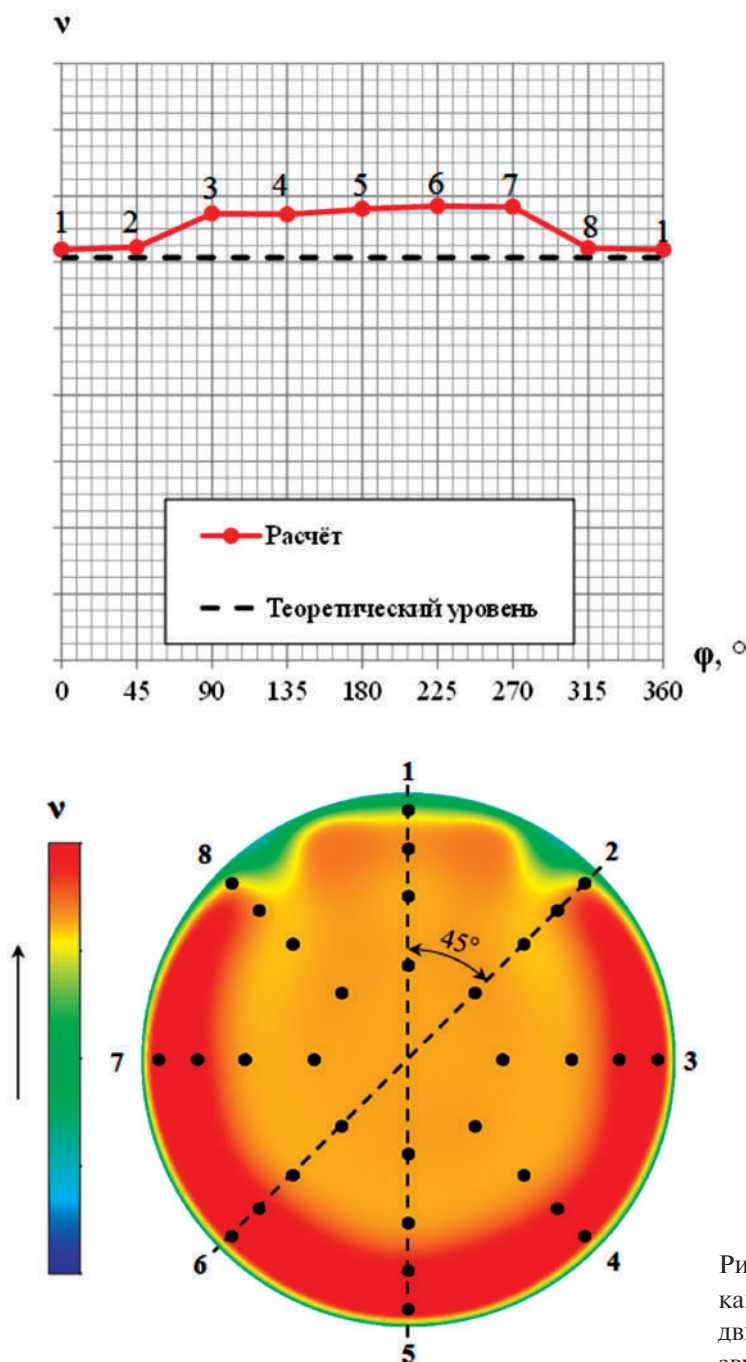


Рис. 12. Расчётная развёртка коэффициента  $\nu$  в канале овального ВЗ с системой УПС на входе в двигатель. Вариант 3 овального ВЗ с УПС. Сверхзвуковой крейсерский режим. Точка *D*

фициента  $\nu$  для лучей 1, 2 и 8 получены на уровне теоретического значения. Это объясняется тем, что потери полного давления части потока, проходящей через точки данных лучей, реализуются только в косом и прямом скачках уплотнения. При этом потери полного давления, связанные с образованием в канале ВЗ отрывных течений, отсутствуют. Полученные аналогичные значения для лучей с 3-го по 7-й несколько выше теоретического значения. По всей видимости, высокие уровни коэффициента  $\nu$  для лучей 3, 4, 5, 6, 7 объясняются положительным эффектом торможения слоёв воздуха в косых скачках уплотнения  $\lambda$ -образной структуры. Таким образом, за счет положительного эффекта торможения потока в косых скачках уплотнения в  $\lambda$ -образной структуре для варианта 3 овального ВЗ с системой УПС реализуется осреднённое по сечению входа в двигатель значение коэффициента  $\nu$ , приблизительно на  $\Delta\nu \approx 0,01$  превышающее теоретическое значения.

**2. Расчётно-экспериментальное исследование обтекания и характеристик нерегулируемого трапециевидного воздухозаборника внешнего сжатия**

Рассмотрим теперь результаты расчётно-экспериментальных исследований изолированного трапециевидного нерегулируемого воздухозаборника внешнего сжатия (трапециевидный ВЗ), снабжённого системой УПС в виде перфорации на поверхностях клиньев сжатия, а также окнами на боковых стенках канала ВЗ. Описание геометрии трапециевидного ВЗ и некоторые результаты численных исследований

его обтекания и характеристик даны, например, в работах [21, 22]. Расчётные исследования трапециевидного ВЗ выполнены в соответствии с методикой, описанной в пункте 1.2. Экспериментальные исследования выполнены в аэродинамической трубе (АДТ) СВС-2 ЦАГИ в соответствии с принятой в ЦАГИ методикой.

На рис. 13 приведены дроссельные характеристики и зависимости параметра окружной неравномерности поля полного давления на входе в двигатель  $\overline{\Delta\sigma_0}$  от удельного приведенного расхода воздуха  $q(\lambda_{дв})$  через него при числе Маха, близком к крейсерскому. Стоит отметить, что во всём исследованном диапазоне режимов по расходу воздуха (т.е. различных  $f$  или  $q(\lambda_{дв})$ ) результаты численных расчётов с достаточно высокой

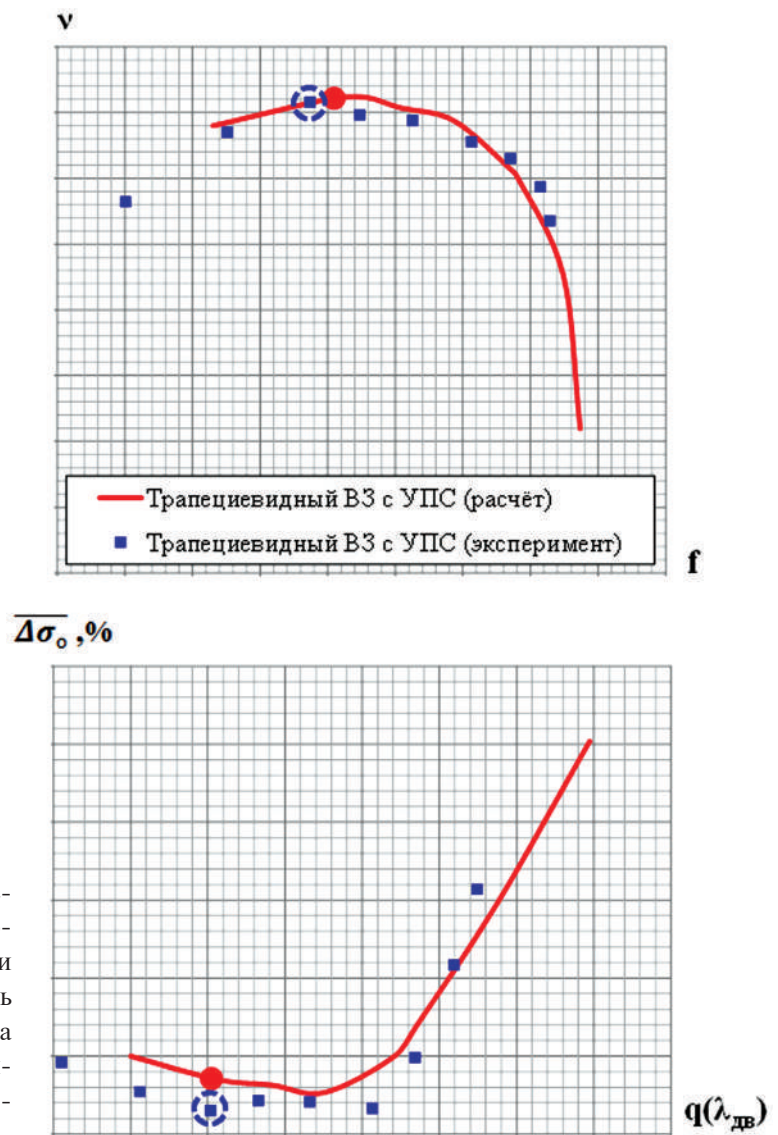


Рис. 13. Расчётные и экспериментальные дроссельные характеристики (вверху) и зависимости параметра окружной неравномерности поля полного давления на входе в двигатель  $\overline{\Delta\sigma_0}$  от удельного приведенного расхода  $q(\lambda_{дв})$  (внизу) для изолированного трапециевидного ВЗ. Сверхзвуковой крейсерский режим



степенью точности согласуются с экспериментальными данными. Так, максимальное расхождение между расчётными и экспериментальными данными по коэффициенту  $\nu$  не превышает значения  $\sim 0,005$ , а по параметру окружной неравномерности  $\Delta\sigma_0$  — значения  $\sim 0,5\%$ .

Рассмотрим расчётную картину течения, представленную на рис. 14. Эта картина соответствует работе изолированного трапециевидного ВЗ с системой управления пограничным слоем в точке дроссельной характеристики, выделенной на рис 13.

Из поля чисел Маха в продольном сечении на рис. 14 отчётливо видна характерная  $\lambda$ -образная структура, занимающая по высоте практически половину входа ВЗ. Эта структура состоит из двух

косых скачков уплотнения и опирается на перфорированную пластину системы управления пограничным слоем на поверхности верхнего клина торможения. Из полей коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  в поперечных сечениях по длине канала ВЗ видна область, образующаяся в результате положительного эффекта торможения слоев воздуха в косых скачках уплотнения  $\lambda$ -образной структуры. Данный эффект описан в разделе, посвященном овальному ВЗ. Из рис. 14 также видно, что область с повышенными значениями полного давления сохраняется в канале до сечения, соответствующего входу в двигатель. При этом данная область занимает около половины сечения канала ВЗ на входе в двигатель, что, по-видимому, объясняет по-

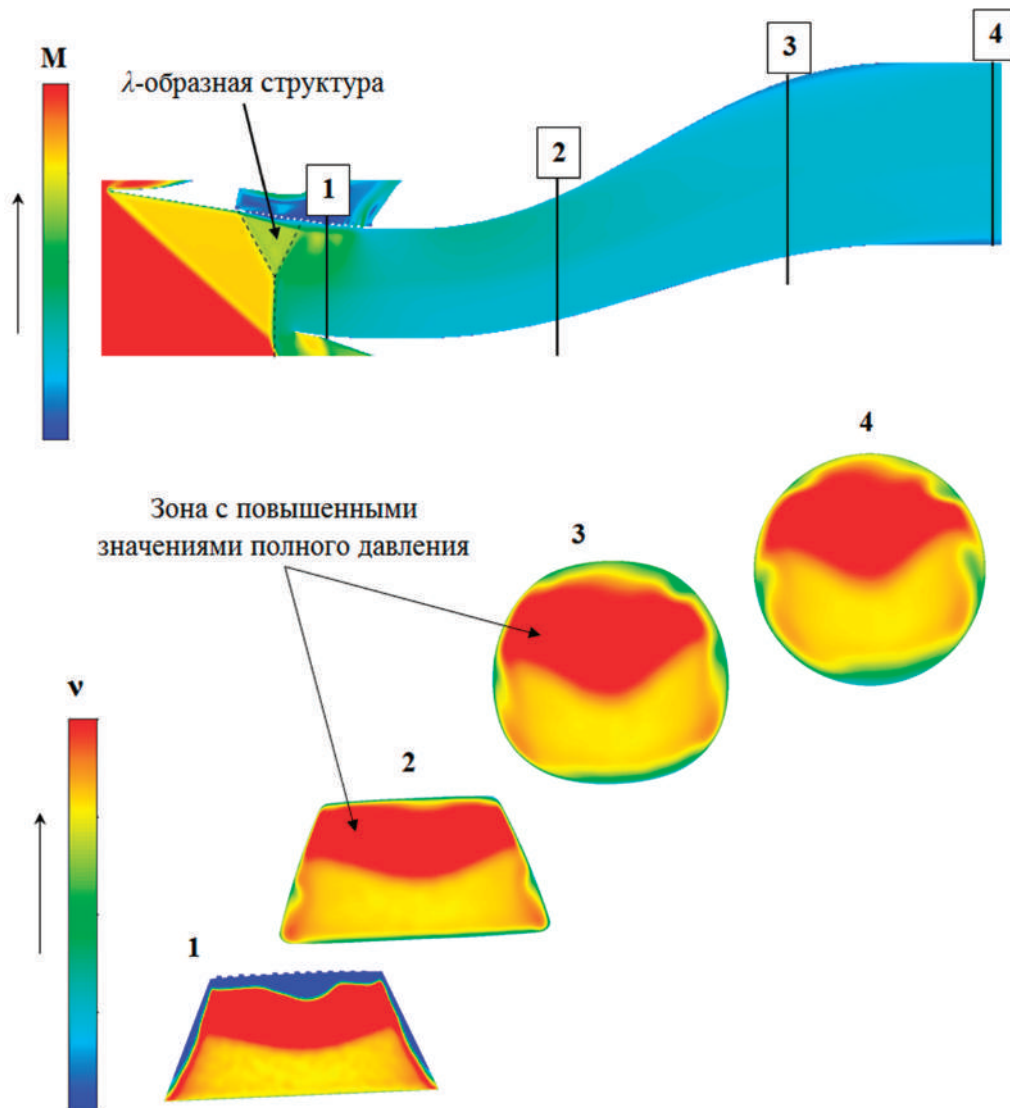


Рис. 14. Расчётные поля числа Маха в канале (вверху) и коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  в сечениях трапециевидного ВЗ (внизу). Сверхзвуковой крейсерский режим



лученные высокие уровни коэффициента восстановления полного давления  $\nu$ . В результате эффекта торможения потока в скачках  $\lambda$ -образной структуры полученные на пологом участке дроссельной характеристики значения коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  ВЗ превышают теоретическое значение коэффициента  $\nu$  на  $\Delta\nu \sim 0,01$ . В случае трапецевидного ВЗ теоретическое значение коэффициента  $\nu$  рассчитывается по следующей схеме: торможение сверхзвукового потока в косом скачке уплотнения от

плоского клина с углом раскрытия  $10^\circ$  и последующее торможение в прямом скачке уплотнения.

Сопоставляя результаты расчёта и эксперимента, сравним также развёртки осреднённых по лучам измерительной гребёнки коэффициентов  $\nu$ , которые представлены в верхней части рис. 15, там же показан теоретический уровень. Схема гребёнки, наложенная на расчётное поле коэффициента  $\nu$  в сечении двигателя, с указанием положения лучей, приведена в нижней части рис. 15. Режим течения по расходу близок к ре-

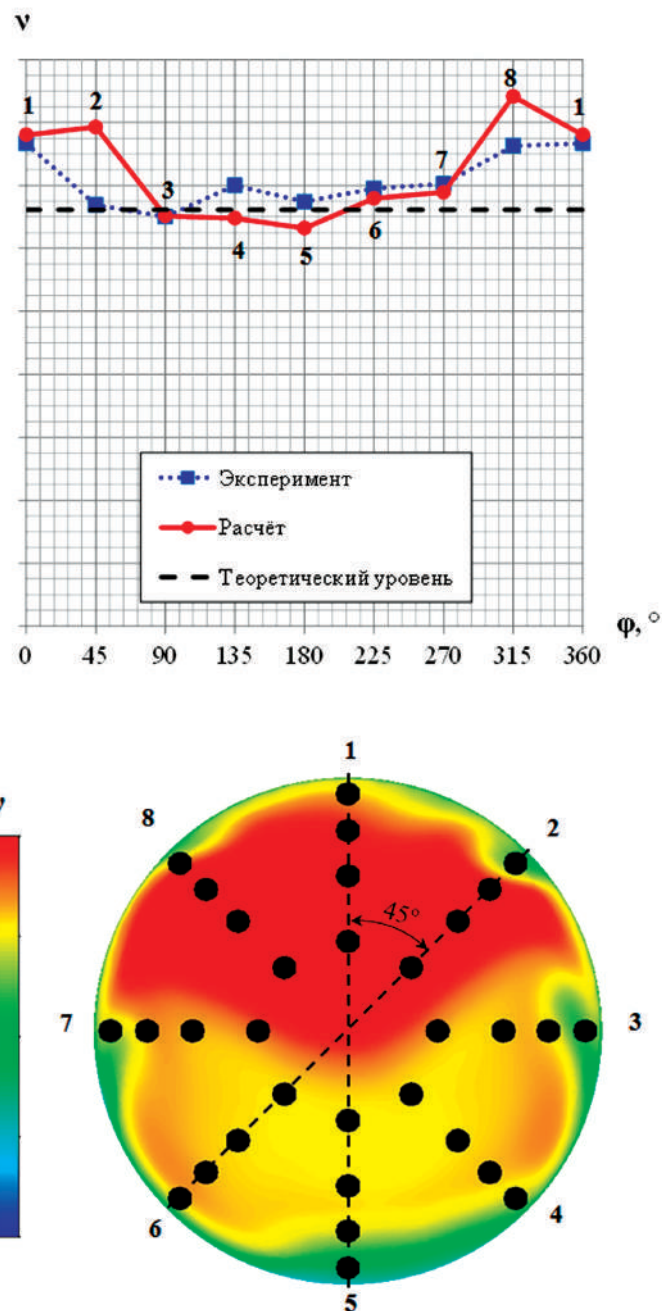


Рис. 15. Расчётные и экспериментальные развёртки коэффициента  $\nu$  в канале трапецевидного ВЗ с системой УПС на входе в двигатель. Сверхзвуковой крейсерский режим

жиму условного согласования работы ВЗ и двигателя (см. обведённые на рис. 13 расчётные и экспериментальные точки дроссельной характеристики). Из расчётной и экспериментальной развёрток коэффициента  $\nu$  видно, что лучи 1 и 8 как по результатам расчётов, так и по результатам эксперимента попадают в зону с повышенными значениями полного давления. При этом осреднённые значения коэффициента  $\nu$ , полученные для лучей 1 и 8, выше теоретического значения. По всей видимости, высокие уровни коэффициента  $\nu$  для лучей 1 и 8 объясняются положительным эффектом торможения слоёв воздуха в косых скачках уплотнения  $\lambda$ -образной структуры. Осреднённые значения коэффициента  $\nu$  для лучей с 3-го по 7-й как в расчёте, так и в эксперименте получены на уровне, соответствующем теоретическому значению, рассчитанному в соответствии с теорией скачков уплотнения. Это объясняется потерями полного давления в косом и прямом скачках уплотнения и отсутствием потерь полного давления, связанных с образованием в канале ВЗ отрывных течений. Незначительные расхождения в осреднённых коэффициентах  $\nu$  для лучей 2 и 8 в расчёте и в эксперименте могут быть объяснены, по-видимому, либо стационарными явлениями, имеющими место в реальном сверхзвуковом течении, либо погрешностями измерений в экспериментальном исследовании.

## Выводы

Спроектирован нерегулируемый пространственный воздухозаборник внешнего сжатия с овальным входом (овальный ВЗ).

Рассмотрены три возможных варианта системы управления пограничным слоем для овального ВЗ в виде: а) поперечной щели слива пограничного слоя; б) поперечной щели и перфорации в виде разомкнутого кольца; в) перфорации с подрезкой обечайки.

Проведены численные исследования (RANS, SST) обтекания изолированного овального ВЗ без системы УПС и с предложенными вариантами системы УПС. Получены дроссельные характеристики и зависимости параметра окружной неоднородности для всех рассмотренных вариантов ВЗ, а также поля чисел Маха и коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  в канале ВЗ.

На основе результатов проведённого численного исследования установлено, что вариант си-

стемы УПС, включающий перфорацию поверхности сжатия и подрезку обечайки, позволяет существенно улучшить характеристики воздухозаборника по коэффициенту восстановления полного давления и по параметру окружной неоднородности поля потока  $\overline{\Delta\sigma_0}$  по сравнению с исходным вариантом воздухозаборника, не оборудованным системой УПС.

Выявлен положительный эффект торможения пристеночного слоя потока в  $\lambda$ -образной структуре, возникающей в области взаимодействия замыкающего прямого скачка уплотнения с перфорированным участком поверхности сжатия воздухозаборника. Часть потока, заторможенная в косых скачках  $\lambda$ -ножки, имеет более высокий коэффициент восстановления полного давления по сравнению с основным ядром, тормозящимся в замыкающем прямом скачке уплотнения, что обеспечивает увеличение суммарного осреднённого коэффициента восстановления полного давления нерегулируемого воздухозаборника по сравнению с теоретическим уровнем (схема косой + прямой скачок уплотнения) при сверхзвуковом крейсерском числе  $M$  на величину  $\Delta\nu \sim 0,01$ .

Выполнены расчётное (RANS-SST) и экспериментальное исследования обтекания и характеристик изолированного трапециевидного воздухозаборника с системой управления пограничным слоем.

Установлено, что положительный эффект торможения потока в  $\lambda$ -образной структуре в области перфорированного участка системы УПС характерен также и для нерегулируемого трапециевидного воздухозаборника. Так, полученные на пологом участке дроссельные характеристики значения коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  ВЗ превышают теоретическое значение коэффициента  $\nu$  (схема косой + прямой скачок уплотнения) на  $\Delta\nu \sim 0,01$ .

Установлено, что полученные в расчёте значения коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  на входе в двигатель и параметра окружной неравномерности поля полного давления  $\overline{\Delta\sigma_0}$  с достаточной для практики степенью точностью согласуются с результатам испытаний модели изолированного трапециевидного воздухозаборника в АДТ СВС-2 ЦАГИ. Максимальное расхождение между расчётными и экспери-

ментальными значениями коэффициента  $\gamma$  не превышает  $\sim 0,005$ , а параметра окружной неравномерности  $\overline{\Delta\sigma_0}$  —  $\sim 0,5\%$ . Эти расхождения не превышают погрешности определения характеристик ВЗ в экспериментальных исследованиях в АДТ.

#### Список источников

1. *Бюшгенс Г.С.* (ред.) *Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов.* — М.: Наука, Физматлит, 1998. — 816 с.
2. *Кулагин В.В.* *Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и силовых установок: Учебник.* — 2-е издание, испр. — М.: Машиностроение, 2003. — 616 с.
3. *Ферри А.* *Аэродинамика сверхзвуковых течений / Пер. с англ. Р.И. Штейнберга.* — М.—Л.: Гос. изд-во техн.-теорет. литературы, 1952. — 467 с.
4. *Leynaert J.* *Fundamental of Fighter Aircraft Design. Engine Intake and Afterbody.* AGARD Report R740, 1986, 39 p.
5. *Goldsmith E.L., Seddon J.* *Practical Intake Aerodynamic Design.* — American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA Education Series), 1993, 434 p.
6. *Гулько Ю.П., Затолока В.В., Юдинцев Ю.Н.* *Класс конфигураций гиперзвуковых свмолетов с конвергентными воздцхозаборниками, образованных V-образными телами // Исследования по гиперзвуковой аэродинамике: Сборник науч. трудов. Новосибирск: Изд-во ИТПМ, 1978. С. 68–84.*
7. *Гулько Ю.П., Александров Е.А.* *Расчетное газодинамическое моделирование сверхзвукового трехмерного воздухозаборника // Теплофизика и аэродинамика. 2010. Т. 17. № 1. С. 63–75.*
8. *Давиденко А.Н., Стрелец М.Ю., Рунишев В.А.* и др. *Сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник. Патент RU 2 472 956 С2. Бюл. № 2, 20.01.2013.*
9. *Карпов Е.В., Колток Н.Г., Новогородцев Е.В.* *Численное моделирование течения в двухканальном входном устройстве с нерегулируемыми параллелограммными воздухозаборниками // Аэрокосмические технологии: Сборник тезисов 62-й Всероссийской научной конференции МФТИ (18-23 ноября 2019). М.: МФТИ, 2019. С. 290–292.*
10. *Карпов Е.В., Колток Н.Г., Новогородцев Е.В.* *Расчетное исследование физических особенностей обтекания и характеристик двухканального воздухозаборного устройства // XLIV академические чтения по космонавтике: Сборник тезисов в 2 т. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. Т. 1. С. 354–355.*
11. *Колток Н.Г.* *Численное исследование особенностей обтекания и характеристик Y-образного входного устройства с двумя симметричными воздухозаборниками // Гагаринские чтения — 2020: Сборник тезисов докладов XLVI Международной мо-*
12. *Ефимов Р.А., Карпов Е.В., Новогородцев Е.В.* *Расчет обтекания трапециевидного воздухозаборника на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса // XXV научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского, 27–28 февраля 2014): Сборник тезисов докладов. Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2014. С. 125–126.*
13. *Карпов Е.В., Новогородцев Е.В.* *Численное моделирование течения в трапециевидном воздухозаборнике с системой отсасывания пограничного слоя // XXVI научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского; 26–27 февраля 2015): Сборник тезисов докладов. Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2015. С. 131–132.*
14. *Карпов Е.В., Новогородцев Е.В.* *Расчётное исследование влияния установки разделителя потока на течение в криволинейном канале воздухозаборника // XXVIII научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского; 20–21 апреля 2017): Сборник тезисов докладов. Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2017. С. 139–140.*
15. *Новогородцев Е.В.* *Численное исследование пульсаций полного давления в воздухозаборнике с острыми кромками с применением вихререзающего SBES-метода // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 17–31.*
16. *Гулько Ю.П.* *Сверхзвуковой воздухозаборник. Патент RU 2 343 297 С1. Бюл. № 1, 10.01.2009.*
17. *Виноградов В.А., Мельников Я.А., Степанов В.А.* *Выбор и проектирование пространственного нерегулируемого воздухозаборника для сверхзвукового делового самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII. С. 24–38.*
18. *Adamson E.E., Fugal S.P.* *Flow inlet. Patent US 9,896,219 B2, 20.02.2018.*
19. *Виноградов В.А., Мельников Я.А., Степанов В.А.* *Исследование характеристик плоского и пространственного входных устройств сверхзвукового пассажирского самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. XLVI. № 2. С. 26–40.*
20. *Гилязев Д.И., Иванюшкин А.К., Кажан А.В.* и др. *Расчетно-проектные исследования трапециевидного воздухозаборника в верхней компоновке на легком сверхзвуковом деловом самолете // Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике (д. Богданиха; 01–02 марта 2018): Сборник тезисов докладов. Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2018. С. 97–98.*
21. *Иванюшкин А.К., Кажан А.В., Карпов Е.В., Новогородцев Е.В.* *Разработка и расчетные исследования характеристик нерегулируемого трапециевидного воздухозаборника внешнего сжатия // Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике (д. Богданиха; 01–02 марта 2018):*



- Сборник тезисов докладов. Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2018. С. 130—131.
22. Шепановский В.А., Готов Б.И. Газодинамическое конструирование сверхзвуковых воздухозаборников. — Новосибирск: Наука, 1993. — 224 с.
  23. Пирогов С.Ю., Юрьев А.С., Тупаев В.В., Махров А.С. Численное моделирование течения на входе в воздухозаборник внешнего сжатия при энергоподводе в набегающий сверхзвуковой поток // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 3. С. 154—159.
  24. Рейнольдс О. Динамическая теория движения несжимаемой жидкости и определение критерия // Проблемы турбулентности: Сборник переводных статей / Под ред. М.А. Великанова и Н.Т. Швейковского. М.—Л.: ОНТИ, 1936. С. 135—227.
  25. Menter F.R. Zonal two-equation  $k-\omega$  turbulence models for aerodynamic flows // 23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference (06—09 July 1993; Orlando, FL, U.S.A.). DOI: 10.2514/6.1993-2906
  26. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: Учебное пособие. — СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. — 88 с.
  27. Виноградов В.А., Гурьева Н.В., Иванькин М.А. и др. Расчётно-экспериментальные исследования сверхзвукового конвергентного воздухозаборника // Авиадвигатели XXI века: Сборник тезисов докладов III Международной научно-технической конференции (Москва, 30 ноября — 03 декабря 2010). М.: Изд-во ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2010. С. 1096—1097.
  28. ESI GROUP CFD — FASTER. 2010. URL: <https://www.esi-group.com>
  29. Описание программных продуктов Ansys. Программа численного расчёта Ansys CFX. URL: <https://www.ansys.com>

## References

1. Bushgens S. (ed) *Aerodynamics, stability and contrullability of supersonic aircraft*, Moscow, Nauka, Fizmatlit, 1988, 816 p.
2. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i silovykh ustanovok* (Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants), Moscow, Mashinostroenie, 2003, 616 p.
3. Ferri A. *The Elements of Aerodynamics of Supersonic Flows*, Macmillan Company, New York, 1949, 434 p.
4. Leynaert J. *Fundamental of Fighter Aircraft Design. Engine Intake and Afterbody*. AGARD Report R740, 1986, 39 p.
5. Goldsmith E.L., Seddon J. *Practical Intake Aerodynamic Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA Education Series), 1993, 434 p.
6. Gun'ko Yu.P., Zatoloka V.V., Yudinsev Yu.N. *Issledovaniya po giperzvukovoi aerodinamike: Sbornik nauchnykh trudov*, Novosibirsk, ITPM, 1978, pp. 68—84.
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. Davidenko A.N., Strelets M.Yu., Runishev V.A. et al. *Patent RU 2472956 S2*, 20.01.2013.
9. Karpov E.V., Koltok N.G., Novgorodtsev E.V. *Materialy 62 Vserossiiskoi nauchnoi konferentsii MFTI "Aerokosmicheskie tekhnologii" (18-23 November 2019)*, Moscow, MFTI, 2019, pp. 290—292.
10. Karpov E.V., Koltok N.G., Novgorodtsev E.V. *Materialy XLIV akademicheskikh chtenii po kosmonavtike*, Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2020, vol. 1, pp. 354—355.
11. Koltok N.G. *Materialy XLVI Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii "Gagarinskie chteniya — 2020"*, Moscow, MAI, 2020, pp. 161—162.
12. Efimov R.A., Karpov E.V., Novgorodtsev E.V. *Materialy XXV nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (p. Volodarskogo, 27—28 February 2014)*. Zhukovskii, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2014, pp. 125—126.
13. Karpov E.V., Novgorodtsev E.V. *Materialy XXVI nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (p. Volodarskogo; 26—27 February 2015)*. Zhukovskii, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2015, pp. 131—132.
14. Karpov E.V., Novgorodtsev E.V. *Materialy XXVIII nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (p. Volodarskogo; 20—21 April 2017)*. Zhukovskii, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2017, pp. 139—140.
15. Novgorodtsev E. V. Numerical study of total pressure in the air intake with sharp edges applying eddy-resolving sbes-method. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 17—31.
16. Gun'ko Yu.P. *Patent RU 2343297 C1*, 10.01.2009.
17. Vinogradov V.A., Mel'nikov Ya.A., Stepanov V.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2017, vol. XLVIII, pp. 24—38.
18. Adamson E.E., Fugal S.P. Flow inlet. *Patent US 9896219 B2*, 20.02.2018.
19. Vinogradov V.A., Mel'nikov Ya.A., Stepanov V.A. *Uchenye Zapiski TsAGI*, 2015, vol. XLVI, no. 2, pp. 26—40.
20. Gilyazev D.I., Ivanyushkin A.K., Kazhan A.V. et al. *Materialy XXIX nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (d. Bogdanikha; 01—02 March 2018)*, Zhukovskii, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2018, pp. 97—98.
21. Ivanyushkin A.K., Kazhan A.V., Karpov E.V., Novgorodtsev E.V. *Materialy XXIX nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (d. Bogdanikha; 01—02 March 2018)*, Zhukovskii, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2018, pp. 130—131.



22. Shchepanovskii V.A., Gutov B.I. *Gazodinamicheskoe konstruirovaniye sverkhzyukovykh vozdukhobornikov* (Gas-dynamic design of supersonic air intakes), Novosibirsk. Nauka, 1993, 224 p.
23. Pirogov S.Y., Yuriev A.S., Tipayev V.V., Makhrov A.S. A numerical stream simulation for external-compression inlet with energy supply into incoming supersonic flow. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 3, pp. 154–159.
24. Reinol'ds O. Dinamicheskaya teoriya dvizheniya neszhimaemoy zhidkosti i opredelenie kriteriya, In: *Problemy turbulentnosti: Sbornik perevodnykh statei*. Moscow – Leningrad, ONTI, 1936, pp. 135–227.
25. Menter F.R. Zonal two-equation  $k-\omega$  turbulence models for aerodynamic flows. *3rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference (06–09 July 1993; Orlando, FL, USA)*. DOI: 10.2514/6.1993-2906
26. Garbaruk A.V., Strelets M.Kh., Shur M.L. *Modelirovaniye turbulentnosti v raschetakh slozhnykh techenii* (Turbulence modeling in calculations of complex flows), St. Petersburg, Politekhnikeskii universitet, 2012, 88 p.
27. Vinogradov V.A., Guryleva N.V., Ivan'kin M.A. et al. *Materialy III Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii (Moskva, 30 November - 03 December 2010) "Aviadvigateli XXI veka"*, Moscow, TsIAM im. P.I. Baranova, 2010, pp. 1096-1097.
28. *ESI GROUP CFD – FASTRAN*. 2010. URL: <https://www.esi-group.com>
29. *Ansys CFX*. URL: <https://www.ansys.com>

Статья поступила в редакцию 24.08.2021; одобрена после рецензирования 06.09.2021; принята к публикации 06.09.2021.

The article was submitted on 24.08.2021; approved after reviewing on 06.09.2021; accepted for publication on 06.09.2021.