

Труды МАИ. 2023. № 133
Trudy MAI, 2023, no. 133

Научная статья
УДК 629.7.015.3
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177662>

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО НЕРЕГУЛИРУЕМОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА С ОВАЛЬНЫМ ВХОДОМ

**Егор Валентинович Новгородцев^{1✉}, Никита Григорьевич Колток²,
Евгений Владимирович Карпов³**

^{1,2,3}Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е.
Жуковского, ЦАГИ, Жуковский,
Московская обл., Россия

¹novogorodtseve91@mail.ru ✉

²nikitakoltok@gmail.com

³e-karpov@tsagi.ru

Аннотация. В работе выполнено исследование влияния числа Рейнольдса на особенности обтекания и характеристики пространственного нерегулируемого воздухозаборника внешнего сжатия. На основе результатов численного решения системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса с моделью турбулентности SST выполнено расчётное исследование обтекания изолированного сверхзвукового воздухозаборника с овальным входом с системой управления пограничным слоем при различных числах Рейнольдса. Получены дроссельные

характеристики изолированного воздухозаборника при режимах, соответствующих числам Рейнольдса от $Re \sim 0.4 \times 10^7$ до $Re \sim 4.2 \times 10^7$. Определено влияние числа Re на характеристики воздухозаборника, в том числе, выявлено снижение значения коэффициента восстановления полного давления ν изолированного воздухозаборника с увеличением числа Рейнольдса на пологом участке дроссельной характеристики (при докритическом режиме работы воздухозаборника) за счёт ослабления эффекта снижения потерь полного давления в косых скачках уплотнения λ -образной структуры, возникающей при обтекании перфорированного участка системы управления пограничным слоем.

Ключевые слова: численное моделирование обтекания воздухозаборника, число Рейнольдса, пространственный нерегулируемый воздухозаборник внешнего сжатия, система управления пограничным слоем, коэффициент восстановления полного давления, дроссельная характеристика воздухозаборника

Для цитирования: Новгородцев Е.В., Колток Н.Г., Карпов Е.В. Расчётное исследование влияния числа Рейнольдса на характеристики пространственного нерегулируемого воздухозаборника с овальным входом // Труды МАИ. 2023. № 133.

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177662>

Original article

COMPUTATIONAL STUDY OF REYNOLDS NUMBER INFLUENCE ON THE OVAL FIXED-GEOMETRY AIR INLET PERFORMANCE

Egor V. Novogorodtsev^{1✉}, Nikita G. Koltok², Evgeniy V. Karpov³

^{1,2,3}Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, TsAGI,
Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

¹novogorodtseve91@mail.ru✉

²nikitakoltok@gmail.com

³e-karpov@tsagi.ru

Abstract. The purpose of this research is to study the Reynolds number value effect on the flow-around characteristics and characteristics of the isolated air intake. The object of the study is a non-regulated air intake of external air compression with ovoid inlet. The air inlet is equipped with a boundary layer control system, in the form of perforation on the shell braking and trimming surface.

The air intake flow-around numerical simulation was executed based on the solution of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with the SST turbulence model (RANS-SST approach), using unstructured computational meshes built in the flow areas outside and inside the air intake. Simulation of the air intake duct throttling was performed using the active disk method. The air intake flow-around was modeled at the Re number values ranging from $Re \sim 3.8 \times 10^6$ to $Re \sim 4.2 \times 10^7$.

The air intake throttling characteristics were obtained on all studied modes by the results of the numerical modeling. The article also presents the Mach number fields in the longitudinal vertical section of the air intake duct and the total pressure recovery coefficient (ν) fields in the duct cross section, corresponding to the engine compressor inlet.

The obtained results analysis revealed a number of specifics of the air inlet throttling characteristics stipulated by the Re number value. Firstly, the value of the ν coefficient increases with an increase the Re number value at the supercritical operating modes of the

air intake. The maximum increase of the ν coefficient value was of $\Delta\nu \approx 0.01$. The ν coefficient value increased due to the decrease of the boundary layer thickness in the air intake duct.

Secondly, the ν coefficient values change slightly with a change in the Re number one the critical operating mode of the air intake.

Thirdly, in subcritical operation conditions of the air intake, the ν coefficient value decreases with an increase of the Re number value. Maximum decrease of the ν coefficient value was $\Delta\nu \approx 0.01$. The decrease of the ν coefficient value is associated with the losses reduction effect weakening of the flow total pressure in the λ -structure, which occurs while the boundary level control system perforation flow-around.

Fourth, it was revealed that the Re number in the studied values range, did not significantly affect the air intake characteristics by the $\overline{\Delta\sigma_o}$ parameter.

Further study of the Re number value effect on the characteristics of supersonic air intakes supposes performing numerical studies on the flow-around and characteristics of the air intakes in the layout with the fuselage of prospective civil supersonic aircraft at various Re numbers, as well as conducting tests of the air intakes models at various Re numbers.

Keywords: air inlet computational fluid dynamics, Reynolds number, geometry-fixed external compression inlet, total pressure recovery coefficient, inlet throttle characteristics

For citation: Novogorodtsev E.V., Koltok N.G., Karpov E.V. Computational study of Reynolds number influence on the oval fixed-geometry air inlet performance. *Trudy MAI*, 2023, no. 133. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=177662>

Введение

В настоящее время проблема разработки и создания сверхзвукового гражданского самолёта (СГС) нового поколения имеет высокую актуальность. Важность данной проблемы для российской авиастроительной отрасли определяется, в том числе, необходимостью создания воздушного транспортного средства, обеспечивающего более быстрое по сравнению с классическими дозвуковыми магистральными самолётам передвижение между многочисленными экономическими субъектами Российской Федерации. Ожидается, что использование СГС позволит существенно повысить мобильность населения в условиях большой территории Российской Федерации.

Известно, что к перспективному сверхзвуковому гражданскому самолёту предъявляются противоречивые требования [1], в том числе:

- обеспечение низкой громкости звукового удара при сверхзвуковом крейсерском режиме полёта;

- обеспечение низкого уровня шума на местности на режиме взлёта и посадки [2];

- обеспечение эффективности и газодинамической устойчивости работы силовой установки при всех эксплуатационных режимах полёта.

Одним из эффективных технических решений, позволяющих удовлетворить требованиям по обеспечению низкой громкости звукового удара, является применение компоновок с верхним расположением силовой установки [3-6] с пространственными сверхзвуковыми воздухозаборниками (ВЗ) [7, 8]. В данных компоновках воздухозаборник размещается над верхней поверхностью

фюзеляжа/крыла самолёта. Вместе с тем, применение верхней компоновки силовой установки на сверхзвуковом самолёте характеризуется высокой степенью технического риска, связанного с трудностями обеспечения газодинамической устойчивости работы силовой установки при сверхзвуковых числах Маха (числах M). Указанные трудности связаны, в первую очередь, с особенностями обтекания воздухозаборников самолёта с верхней компоновкой силовой установки. Среди наиболее важных особенностей можно выделить следующие:

- повышение скорости сверхзвукового потока на верхней поверхности крыла/фюзеляжа самолёта;

- нарастание на верхней поверхности крыла/фюзеляжа самолёта перед воздухозаборником пограничного слоя.

Указанные особенности течения могут приводить к ухудшению характеристик ВЗ в верхней компоновке и уменьшению запасов газодинамической устойчивости работы силовой установки. Для решения задачи обеспечения приемлемой степени газодинамической устойчивости работы воздухозаборника в верхней компоновке целесообразно использование системы управления пограничным слоем [9]. В связи с тем, что эффекты вязкости оказывают сильное влияние на характеристики ВЗ СГС, на этапе выбора параметров ВЗ и его элементов необходим инструмент, который позволяет определять характеристики ВЗ с учётом данных эффектов. В настоящее время в связи с ростом производительности вычислительной техники для определения характеристики элементов летательных аппаратов (ЛА) используются расчётные подходы. Примеры использования расчётных методов для исследования обтекания элементов ЛА описаны, например в [10, 11], результаты расчётных

исследований обтекания элементов силовых установок ЛА, в том числе ВЗ, приведены в [12, 13].

При проектировании воздухозаборников силовых установок ЛА широко применяются расчётные методы, основанные на численном решении системы осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса [14-18]. Данные методы позволяют моделировать обтекание ВЗ с учётом эффектов вязкости, сжимаемости и турбулентности.

Между тем, несмотря на быстрое развитие современных численных методов, основным источником достоверных данных в части характеристик воздухозаборников, в настоящее время продолжают оставаться испытания моделей ВЗ в аэродинамических трубах (АДТ) [1,9, 19, 20]. Так, расчётные методы в отличие от экспериментальных могут показывать недостоверные результаты в части моделирования отрывных течений [21]. Тем не менее, при проведении испытаний моделей ВЗ в АДТ возникают трудности, связанные с обеспечением подобия по числу Рейнольдса (Re). Число Рейнольдса [22] определяется по формуле

$$Re = \frac{V \times d \times \rho}{\mu}$$

V -величина скорости потока, d -характерный размер, ρ – плотность, μ – коэффициент динамической вязкости. Параметры воздушного потока, истекающего из сопла АДТ, как правило, соответствуют меньшим значениям числа Re , за счёт того, что модели, предназначенные для испытаний в АДТ, имеют масштаб 1: X , где величина X , как правило, более 10.

Ввиду существенного влияния эффектов вязкости на эффективность работы сверхзвукового воздухозаборника, а также трудности обеспечения подобия по числу Re в условиях испытаний модели АДТ задача определения влияния числа Re на характеристики сверхзвукового воздухозаборника представляет большую практическую ценность, поскольку позволит оценить возможное различие между характеристиками ВЗ, полученными АДТ, и характеристиками ВЗ полноразмерного ЛА в условиях полёта на высоте. Численному исследованию влияния числа Рейнольдса на характеристики дозвукового ВЗ посвящена, например, работа [23].

Исследования, результаты которых приведены в настоящей работе, являются продолжением исследований, описанных в работе [1]. В настоящей работе выполнено расчётное исследование обтекания и характеристик пространственного нерегулируемого ВЗ с овальным входом и системой управления пограничного слоя, исследованного в [1], при различных числах Рейнольдса. На основе выполненных исследований определено влияние числа Рейнольдса на характеристики данного воздухозаборника.

1. Описание геометрии

Схема исследованного изолированного нерегулируемого воздухозаборника представлена на рисунке 1. Вход ВЗ при виде спереди имеет форму овала. Входной участок воздухозаборника спроектирован с использованием метода газодинамического конструирования [24]. Сжатие сверхзвукового потока в воздухозаборнике осуществляется специальным образом спроектированной поверхностью. Форма данной поверхности выбрана таким образом, чтобы при расчётном числе M течение за косым скачком уплотнения, сформировавшимся при её

обтекании, соответствовало плоскопараллельному течению, реализующемуся при обтекании сверхзвуковым потоком прямого клина с углом раскрытия $\delta = 8,5^\circ$. Воздухозаборник оснащен системой управления пограничным слоем (УПС) в виде подрезки обечайки и перфорации, выполненной на поверхности торможения ВЗ в области горла ВЗ (см. рисунок 1). Обоснование выбора данной варианты системы управления пограничного слоя дано в работе [1].

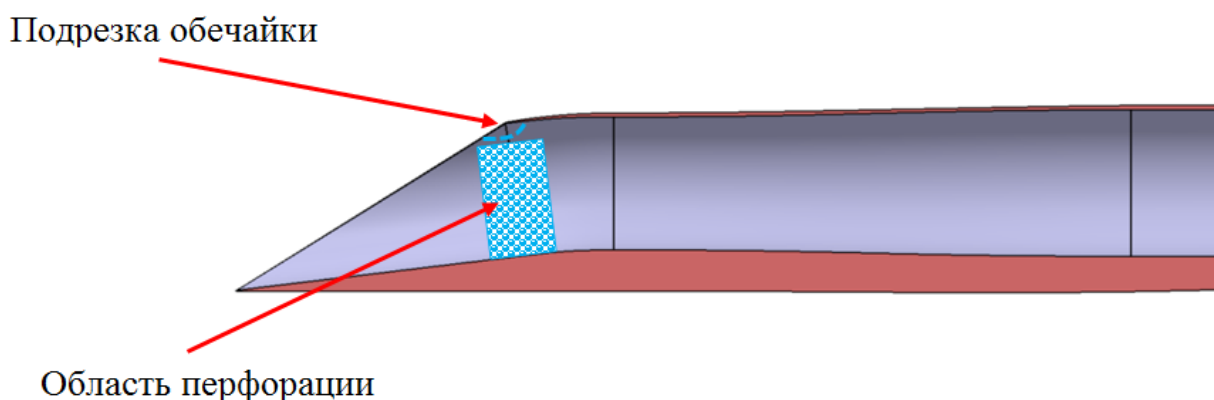


Рисунок 1. – Схема исследованного воздухозаборника

2. Описание расчётной методики.

Расчётные исследования обтекания и характеристик ВЗ выполнялись в соответствии с методикой, применённой в [1]. Так, численное моделирование обтекания изолированного нерегулируемого воздухозаборника с овальным входом выполнено на основе RANS-SST[25] подхода. Использовалась неструктурированная расчётная сетка, адаптированная для разрешения пограничного слоя вблизи твёрдых поверхностей исследуемого ВЗ. Вдали от стенок ВЗ ячейки сетки имели форму тетраэдров, а в пристеночной области ячейки сетки имели форму треугольных призм. Расчётная сетка включала порядка 60 млн. элементов. Размер первой пристеночной ячейки по нормали к поверхности соответствовал величине $y^+ \cong 1$.

Схема размещения объекта исследования внутри расчётной области представлена на рисунке 5. Спереди расчётная область ограничена поверхностью, имеющей форму полусферы, сзади - плоскостью. На данной поверхности ставилось граничное условие типа «сверхзвуковой вход» то есть задавались три компоненты вектора скорости, величина статического давления и статической температуры. На задней границе наружной части расчётной области ставилось граничное условие, соответствующее свободному протеканию потока. На границах, соответствующих твёрдым поверхностям объекта исследования, ставились граничные условия непротекания и прилипания потока.

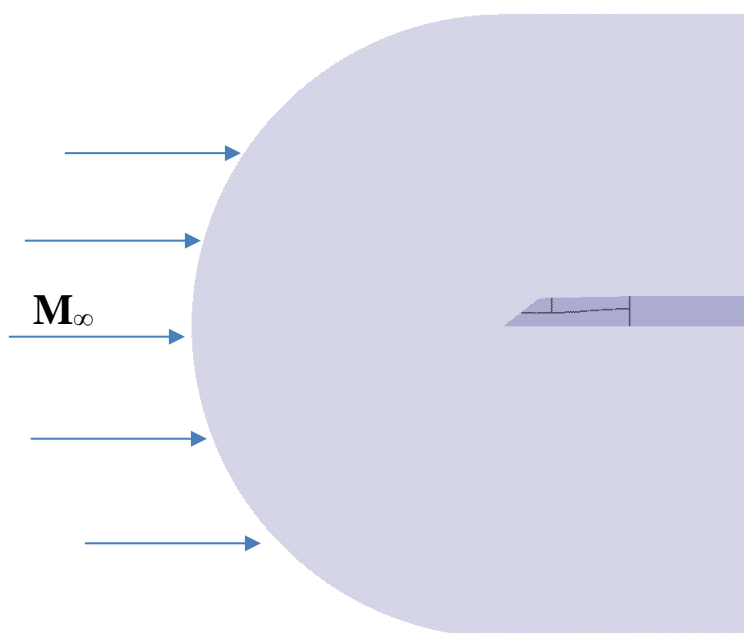


Рисунок 2 – Схема расположения изолированного ВЗ в расчётной области

3. Определение характеристик воздухозаборника

По результатам выполненных расчётов параметров течения в контрольном сечении канала ВЗ, которое соответствовало входу в двигатель, определялись коэффициент восстановления полного давления ν и параметр окружной

неравномерности поля полного давления $\overline{\Delta\sigma_0}$. Для определения величин данных параметров в ходе численного моделирования рассчитывались значения полных давлений в тридцати двух контрольных точках, соответствующих расположению приёмников полного давления в восьмилучевой измерительной гребёнке. Схема расположения контрольных точек приведена на рисунке 3.

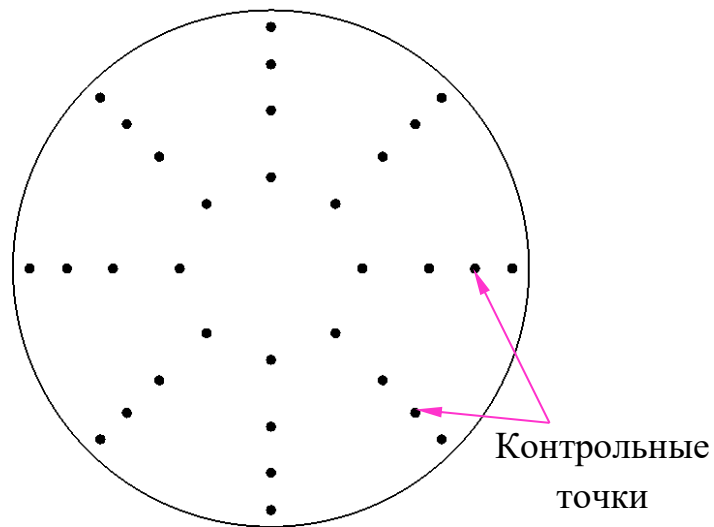


Рисунок 3 – Схема контрольного сечения канала ВЗ

Вычисление коэффициента восстановления полного давления и параметра окружной неравномерности поля полного давления $\overline{\Delta\sigma_0}$ в сечении двигателя осуществлялось в соответствии с методикой, принятой в ЦАГИ [26].

Моделирование дросселирования канала ВЗ выполнялось с использованием граничного условия типа «активный диск». Для этого за сечением двигателя был построен буферный канал, выходном сечении которого задавалось значение статического давления $P_{\text{дрос}} = \xi \times P_{\infty}$. Здесь P_{∞} - величина статического давления в набегающем потоке, ξ - параметр дросселирования, задающий величину

противодавления в канале ВЗ ($\xi=3\dots5$). Значения удельного приведенного расхода в сечении двигателя $q(\lambda_{дв})$ вычислялись по следующей формуле:

$$q(\lambda_{дв}) = \frac{G_{дв} \times \sqrt{T_{0дв}}}{0.0404 \times F_{дв} \times P_{0дв}}$$

Здесь $G_{дв}$ – суммарный расход воздуха через двигатель, $T_{0дв}$ – осреднённое по площади значение полной температуры в сечении двигателя, $F_{дв}$ – площадь сечения двигателя, $P_{0дв}$ – осреднённое по площади значение полного давления в контрольном сечении.

4. Режимы обтекания

Моделировалось обтекание изолированного воздухозаборника при числе M , близком к крейсерскому числу M полёта гипотетического СГС. Моделировалось обтекание ВЗ при режимах, соответствующих числам Re от 0.4×10^7 до 4.2×10^7 .

Изменение числа Re моделировалось изменением величин статического давления и температуры на входной границе. При определении числа Рейнольдса принималось значение характерного размера $d=1$ м. Данная величина близка к величине диаметра двигателя гипотетического СГС. Коэффициент динамической вязкости μ определялся по формуле Сатерленда [27]. Перечень режимов по числам Re представлен в таблице ниже.

Таблица – перечень исследованных режимов

№	Число Re
1	4.2×10^7
2	1.4×10^7

3	0.7×10^7
4	0.4×10^7

4. Результаты расчётных исследований

Дроссельные характеристики исследованного ВЗ с системой управления пограничным слоем при различных числах Re приведены на рисунке 4.

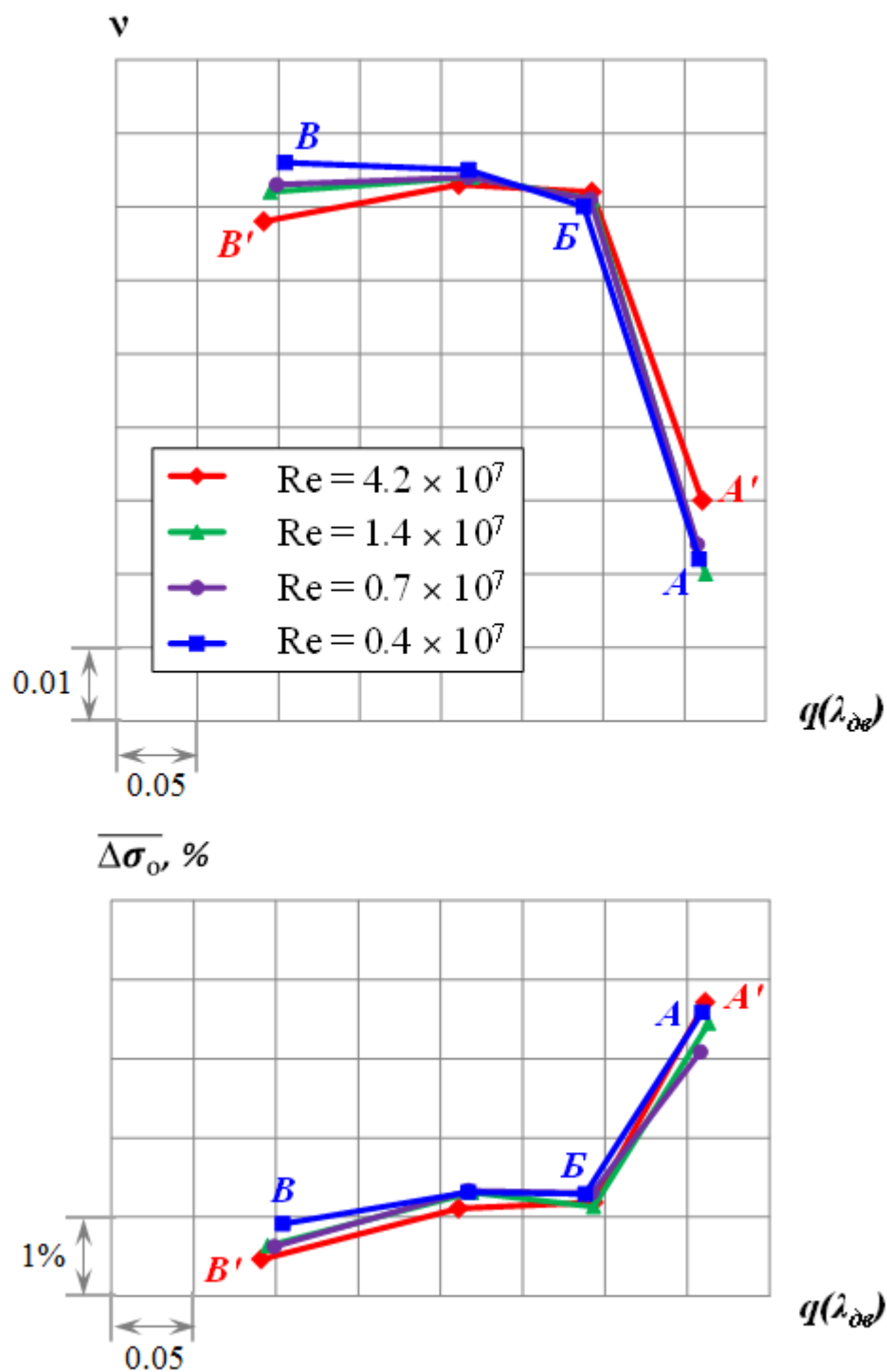


Рисунок 4 - Графики зависимостей коэффициента ν и параметра $\overline{\Delta\sigma_o}$ от $q(\lambda_{06})$ при различных числах Re.

Буквами А, А', Б, В и В' на рисунке 4 обозначены точки, соответствующие характерным режимам работы воздухозаборника, а именно: точки А ($Re=0.4 \times 10^7$) и А' ($Re=4.2 \times 10^7$) находятся на восходящем участке дроссельной характеристики

(сверхкритический режим работы воздухозаборника), точка Б соответствует угловой точке дроссельной характеристики (критический режим работы воздухозаборника), левее точки Б начинается пологий участок дроссельной характеристики, точки $B(Re=0.4 \times 10^7)$ и $B'(Re=4.2 \times 10^7)$ находятся в конце пологого участка дроссельной характеристики (докритический режим работы воздухозаборника). Точки В и В' предположительно соответствуют границам устойчивой работы ВЗ при $Re=0.4 \times 10^7$ и $Re=4.2 \times 10^7$ соответственно. Стоит отметить, что при режимах, соответствующих значениям $q(\lambda_{дв})$ меньше $q(\lambda_{дв})$ в точках В и В', в рамках выполненных расчётных исследований устойчивое численное решение получено не было.

Так, при величинах $q(\lambda_{дв})$, соответствующих возрастающему участку дроссельной характеристики (точки А и А'), значение коэффициента ν возрастает с увеличением числа Рейнольдса. Так, полученное при $Re=4.2 \times 10^7$ значение коэффициента ν превышает аналогичное значение коэффициента ν при $Re=0.4 \times 10^7$ на $\Delta\nu \approx 0.01$. При этом разность между аналогичными значениями параметра окружной неравномерности не превышает величины $\overline{\Delta\sigma_o} = 0.7\%$.

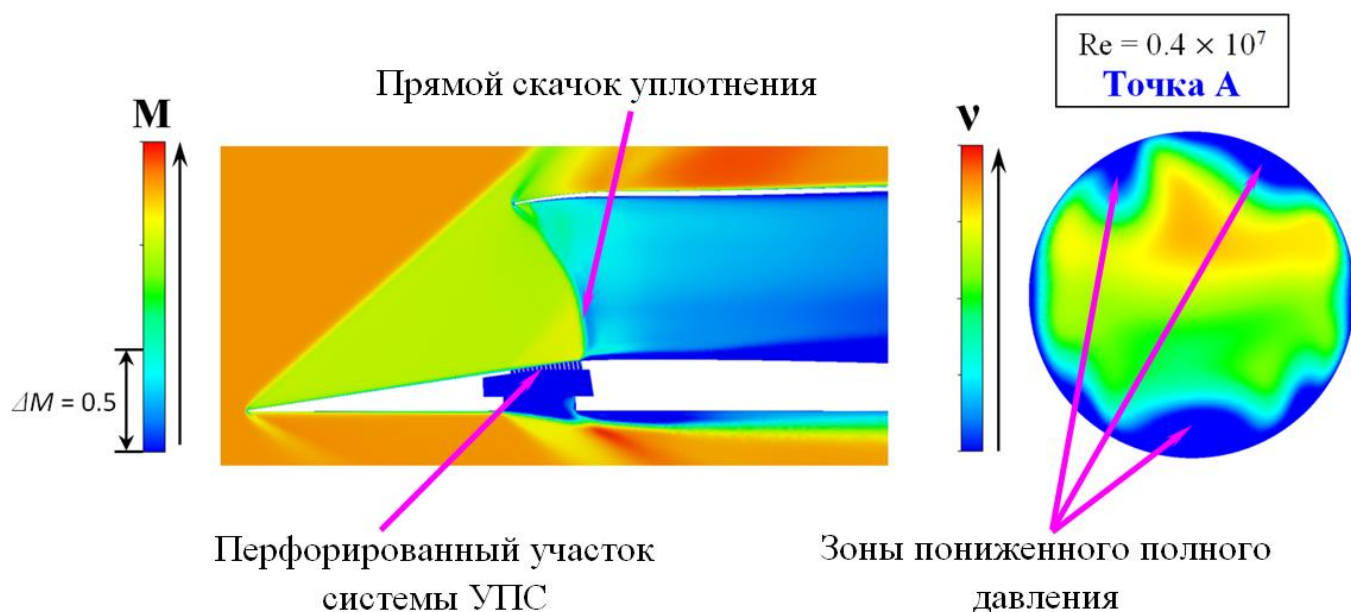


Рисунок 5. – Поле чисел M в продольном сечении канала ВЗ и поле коэффициента ν в сечении двигателя. Точка А. $Re=0.4 \times 10^7$

При значениях $q(\lambda_{дв})$, соответствующих восходящему участку дроссельной характеристики (точки А и А' на рисунке 4) в канале ВЗ возникает замыкающий скачок уплотнения, который находится за перфорированным участком системы УПС. Линия замыкающего скачка попадает на кромку обечайки ВЗ. Происходит отрыв пограничного слоя из-под данного скачка уплотнения, что приводит к формированию зоны пониженного полного давления в нижней части канала ВЗ на входе в двигатель (см. рисунок 5). В верхней части канала ВЗ в сечении двигателя также присутствуют две зоны пониженного полного давления, что является, по-видимому, следствием взаимодействия замыкающего скачка уплотнения с пограничным слоем в верхней части канала ВЗ в области входа ВЗ. Стоит отметить, что зоны пониженного полного

давления на входе в двигатель в верхней и нижней частях канала ВЗ имеют малые размеры.

Увеличение коэффициента ν в связи с увеличением числа Re связано, по-видимому, с уменьшением толщины пограничного слоя в канале ВЗ и уменьшением зоны отрыва пограничного слоя из-под скачка уплотнения.

Так, при величинах $q(\lambda_{дв})$, соответствующих угловой точке дроссельной характеристики (точка Б), при числах Re от 0.4×10^7 до 4.2×10^7 получены близкие значения коэффициента ν и параметра окружной неравномерности $\overline{\Delta\sigma_o}$. На данных режимах величина расхождения между минимальным и максимальным значениями коэффициента ν не превышает $\Delta\nu \approx 0.005$, а аналогичная величина расхождения для параметра $\overline{\Delta\sigma_o}$ не превышает $\Delta\overline{\Delta\sigma_o} = 0.5\%$.

Из рисунка б видно, что на режиме, соответствующем в точке Б, линия прямого скачка уплотнения смещается вперёд (по сравнению с линией скачка в точке А), при этом линия замыкающего скачка, как и в точках А и А', попадает на кромку обечайки ВЗ. Зона пониженного давления в нижней части канала ВЗ на входе в двигатель отсутствует. В верхней части канала две зоны пониженного давления сохраняются. При этом размеры зон пониженного давления на режиме, соответствующем точке Б, значительно меньше размеров аналогичных зон на режиме, соответствующем точке А.

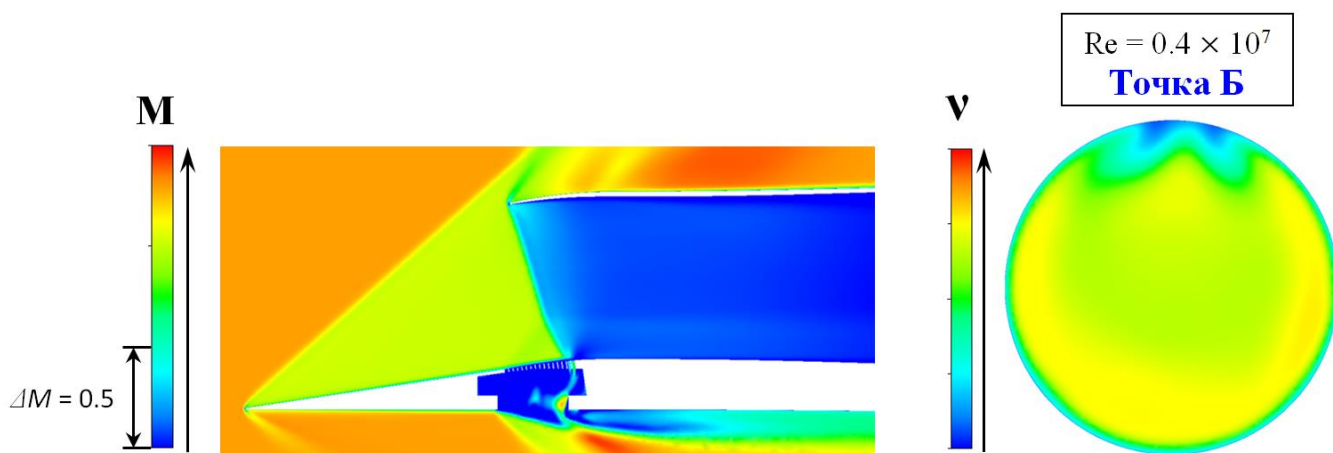


Рисунок 6. – Поле чисел M в продольном сечении канала ВЗ и поле коэффициента v в сечении двигателя. Точка Б. $Re=0.4 \times 10^7$

Исчезновение зоны пониженного давления в нижней части канала ВЗ на входе в двигатель, по-видимому, связано с работой системы управления пограничным слоем. Так, часть пограничного слоя, выросшего на поверхности тела торможения ВЗ, отводится во внешний поток через перфорацию системы УПС.

При величинах $q(\lambda_{дв})$ ниже значения $q(\lambda_{дв})$, соответствующего точке Б, начинается пологий участок дроссельной характеристики. При величине $q(\lambda_{дв})$, соответствующей точке В ($Re = 0.4 \times 10^7$), получено значение коэффициента v на $\Delta v \approx 0.01$ выше значения коэффициента v в точке В' ($Re = 4.2 \times 10^7$). При этом полученные значения параметра $\overline{\Delta\sigma}_o$ при всех исследованных числах Re близки и различаются на величину менее $\Delta\overline{\Delta\sigma}_o = 0.6\%$.

Из полей течения, представленных на рисунках 7 и 8, видно, что при значениях $q(\lambda_{дв})$, соответствующих пологому участку дроссельной характеристики, замыкающий скачок уплотнения находится перед кромкой обечайки. В сечении двигателя возникает область повышенного полного давления. Эффект возникновения

указанной области связан с тем, что часть потока, проходящая через скачки уплотнения λ -структуры имеет пониженные потери полного давления. Данный эффект изучен в работе [1].

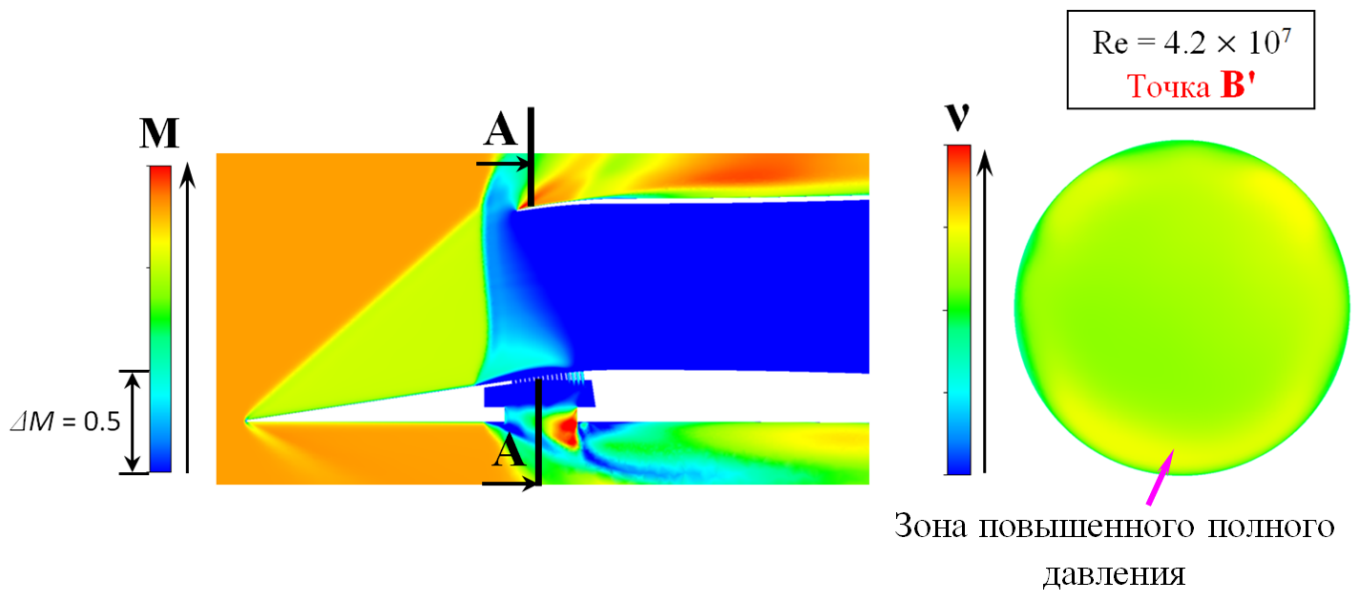


Рисунок 7. - Поле числа М в продольном сечении канала и поле коэффициента восстановления полного давления v в сечении двигателя. Точка В. $Re=4.2 \times 10^7$

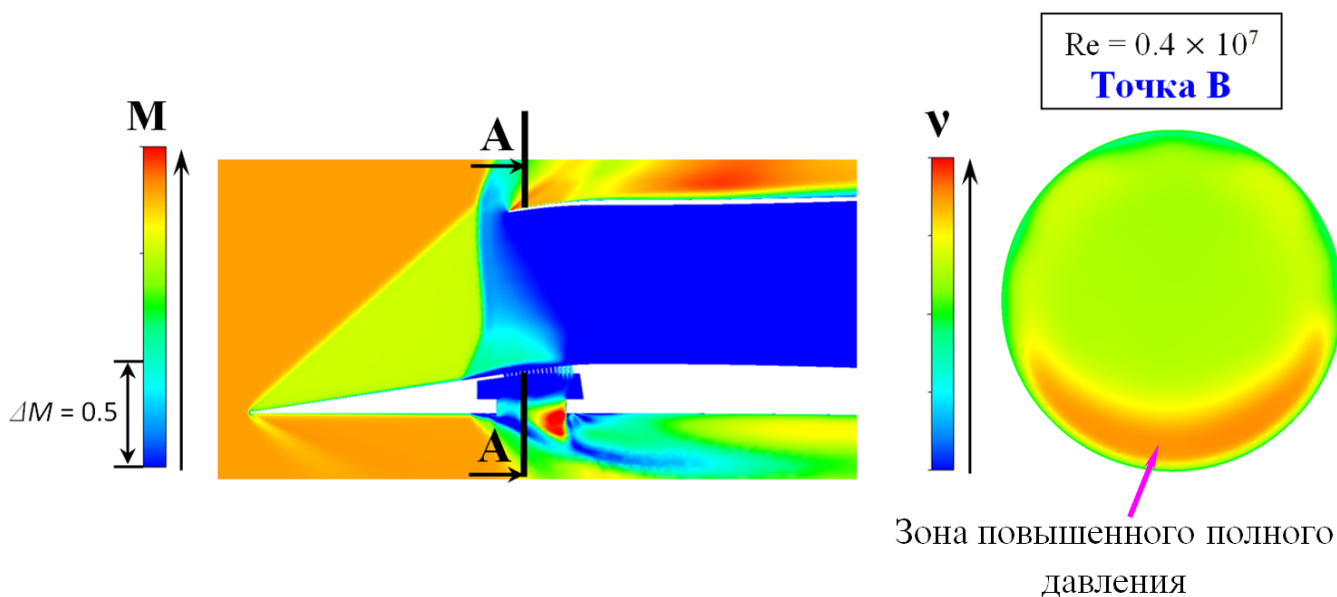


Рисунок 8. – Поле числа M в продольном сечении канала и поле коэффициента восстановления полного давления v в сечении двигателя исходного варианта ВЗ.

Точка В. $Re=0.4 \times 10^7$

Из рисунков 7 и 8 видно, что эффект снижения потерь полного давления в λ -структуре при $Re=0.4 \times 10^7$ проявляется сильнее, чем при $Re=4.2 \times 10^7$. Действительно зона повышенного полного давления при $Re=0.4 \times 10^7$ проявляется более ярко (характеризуется более высокими значениями коэффициента v по сравнению с аналогичной зоной при $Re=4.2 \times 10^7$).

На рисунке 9 приведены в сравнении поля коэффициента v в сечении А-А (местоположение данного сечения обозначено на рисунках 7 и 8). По-видимому, в связи с тем, что толщина пограничного слоя, выросшего на поверхности торможения при $Re=0.4 \times 10^7$ больше, чем аналогичная толщина ПС при $Re=4.2 \times 10^7$, размеры λ -структуры, возникающей при обтекании перфорированного участка системы УПС, при $Re=0.4 \times 10^7$ больше, чем размеры аналогичной λ -структуры при $Re=4.2 \times 10^7$ (см. рисунок 10).

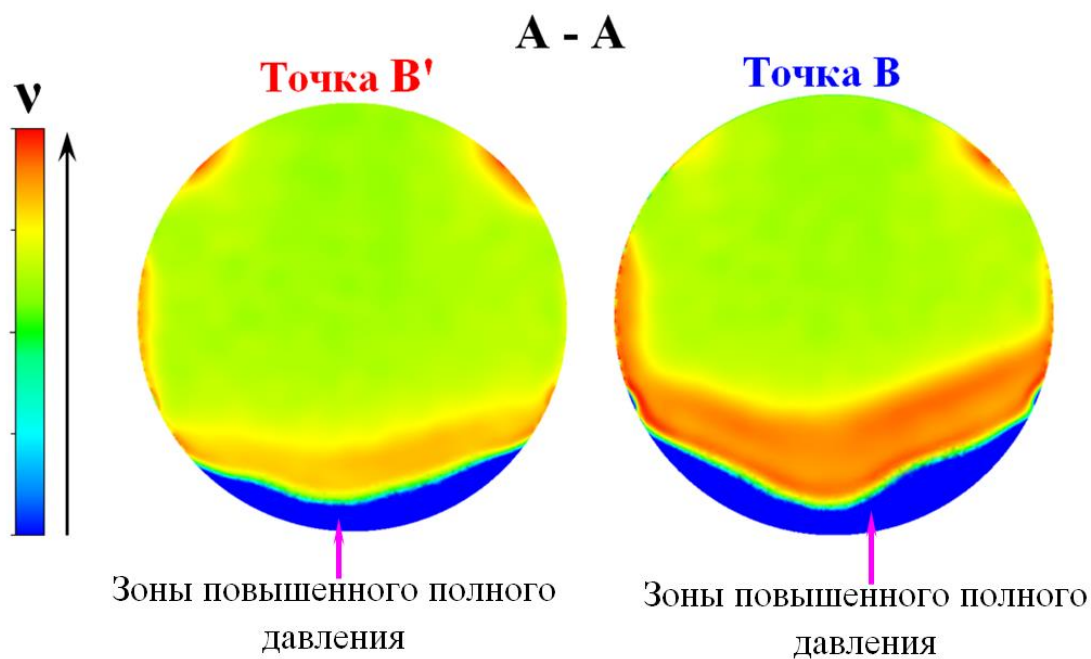


Рисунок 9. – Поля коэффициента восстановления полного давления v в сечении А-А.

Более того при $Re = 4.2 \times 10^7$ (см. рисунок 7) в отличие от $Re = 0.4 \times 10^7$ (см. рисунок 8) зона повышенного полного давления практически исчезает. Это происходит в результате перемешивания потока в процессе его распространения по каналу ВЗ.

На рисунке 10 приведена обобщённая зависимость значений коэффициента v , полученных при $q(\lambda_{дв})$, близких к $q(\lambda_{дв})$, соответствующим точкам В и В'. Из данной зависимости, видно, что полученные значения коэффициента v убывают с увеличением числа Re от $Re=0.4 \times 10^7$ до $Re=4.2 \times 10^7$.

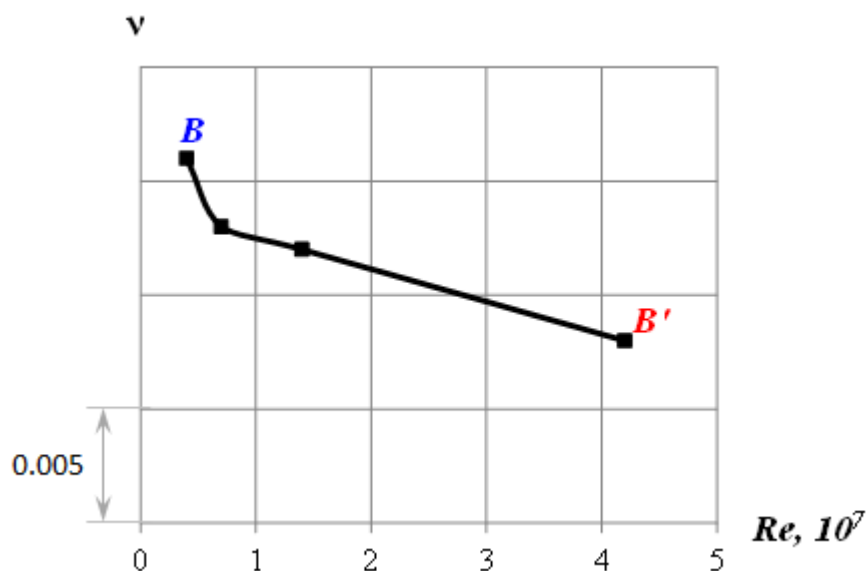


Рисунок 10. - График зависимости коэффициента восстановления полного давления v в сечении двигателя от числа Re .

Для дальнейшего изучения влияния числа Re на характеристики сверхзвуковых воздухозаборников, целесообразно проведение дальнейших исследований влияния числа Рейнольдса на характеристики ВЗ при наличии фюзеляжа СГС, а также проведения испытаний моделей ВЗ при различных числах Re .

Заключение

На основе численного решения системы осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с моделью турбулентности SST проведено расчётное исследование влияния числа Рейнольдса на характеристики изолированного нерегулируемого воздухозаборника с овальным входом и системой управления пограничным слоем (УПС). Расчётные исследования выполнены при числе M , близком к числу M сверхзвукового крейсерского полёта гипотетического сверхзвукового гражданского самолёта при числах Re от 0.4×10^7 до 4.2×10^7 .

Установлены следующие особенности изменения коэффициента ν в зависимости от числа Re на основных режимах работы воздухозаборника, а именно:

1. На восходящем участке дроссельной характеристики (на сверхкритическом режиме работы ВЗ) значение коэффициента ν увеличивается с увеличением числа Re . Так, полученное при $Re=4.2 \times 10^7$ значение коэффициента ν превышает аналогичное значение коэффициента ν при $Re=0.4 \times 10^7$ на $\Delta\nu \approx 0.01$. Увеличение коэффициента ν связано с уменьшением толщины пограничного слоя в канале ВЗ.

2. В угловой точке дроссельной характеристики (на критическом режиме работы ВЗ) значения коэффициента ν и параметра $\overline{\Delta\sigma}_o$ изменяются незначительно с изменением числа Re от 0.4×10^7 до 4.2×10^7 . На данном режиме величина расхождения между минимальным и максимальным значениями коэффициента ν не превышает $\Delta\nu \approx 0.005$,

3. На пологом участке дроссельной характеристики (на докритическом режиме работы ВЗ) значение коэффициента ν уменьшается с увеличением числа Re . Так, полученное при $Re=4.2 \times 10^7$ значение коэффициента ν ниже аналогичного значения коэффициента ν при $Re=0.4 \times 10^7$ на $\Delta\nu \approx 0.01$. Снижение коэффициента ν связано с ослаблением эффекта снижения потерь полного давления потока в λ -структуре, возникающей при обтекании перфорации системы УПС.

4. В исследованном диапазоне чисел Re от 0.4×10^7 до 4.2×10^7 при исследованных значениях $q(\lambda_{дв})$ влияние числа Re на значение параметра окружной неравномерности $\overline{\Delta\sigma}_o$ проявляется слабо. Так, максимальная величина расхождения

между величинами параметра $\overline{\Delta\sigma_o}$ при одинаковых значениях $q(\lambda_{дв})$ не превышает значение $\overline{\Delta\sigma_o} = 0.7\%$.

Для дальнейшего изучения влияния числа Re на характеристики сверхзвуковых воздухозаборников, целесообразно проведение исследований влияния числа Рейнольдса на характеристики ВЗ при наличии фюзеляжа СГС, а также проведения испытаний моделей ВЗ при различных числах Re.

Список источников

1. 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.
2. Sun Y., Smith H. Review and prospect of supersonic business jet design // Progress in Aerospace Sciences, 2017, vol. 90. pp. 12-38. DOI: [10.1016/j.paerosci.2016.12.003](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.12.003)
3. Kopiev V.F. et al. On the Fundamental Possibility of a Supersonic Civil Aircraft to Comply with ICAO Noise Requirements Using Existing Technologies // Aerospace, 2022, vol. 9, no. 4, pp. 187. DOI: [10.3390/aerospace9040187](https://doi.org/10.3390/aerospace9040187)
4. Berton J.J. et al. Supersonic technology concept aeroplanes for environmental studies // AIAA Scitech 2020 Forum, 2020. DOI: [10.2514/6.2020-0263](https://doi.org/10.2514/6.2020-0263)
5. Furukawa T., Makino Y. Conceptual design and aerodynamic optimization of silent supersonic aircraft at JAXA // 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2007. DOI: [10.2514/6.2007-4166](https://doi.org/10.2514/6.2007-4166)

6. Proskurov S. et al. Installed Fan Noise Simulation of a Supersonic Business Aircraft // Aerospace, 2023, vol. 10, no. 9. DOI: [10.3390/aerospace10090773](https://doi.org/10.3390/aerospace10090773)
7. 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.
8. 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.
9. Watanabe Y., Ueno A., Murakami A. Design of top mounted supersonic inlet for silent supersonic technology demonstrator S3TD // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS, 2010, vol. 4, no. 2, pp. 2010.
10. Бабулин А.А., Большунов К.Ю. Применение численных методов при определении АХ самолета с учетом обледенения // Труды МАИ. 2012. № 51. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29088>
11. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик профиля и законцовок лопасти несущего винта вертолѐта методами CFD // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30875>
12. Махров А.С., Пирогов С.Ю. Изменение характеристик сверхзвукового воздухозаборника при воздействии высокотемпературных образований создаваемых в набегающем потоке // Труды МАИ. 2012. № 58. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=31045>

13. Краев В.М., Янышев Д.С. Проблемы расчёта переходных процессов в при турбулентном течении в каналах электроустановок ЛА // Труды МАИ. 2010. № 37. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=13411>
14. Карпов Е.В., Колток Н.Г., Новгородцев Е.В. Расчетное исследование физических особенностей обтекания и характеристик двухканального воздухозаборного устройства // XLIV академические чтения по космонавтике: тезисы докладов 2 т. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. Т. 1. С. 354–355.
15. Колток Н.Г. Численное исследование особенностей обтекания и характеристик Y-образного входного устройства с двумя симметричными воздухозаборниками // XLVI Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения-2020»: тезисов докладов. - М.: Изд-во МАИ, 2020. С. 161–162.
16. Пирогов С.Ю., Юрьев А.С., Типаев 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. 1. № 3. С. 27-34.
17. Рахманин Д.А., Карпов Е.В., Рахманина В.Е. Исследование физических особенностей течения в плоском сверхзвуковом воздухозаборном устройстве // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 35-45.
18. Карпов Е.В., Колток Н.Г., Новгородцев 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.

19. Tan H.J., Guo R.W. Design and wind tunnel study of a top-mounted diverterless inlet // Chinese Journal of Aeronautics, 2004, vol. 17, no. 2. pp. 72-78. DOI:[10.1016/S1000-9361\(11\)60217-3](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(11)60217-3)
20. Bridges J.E., Wernet M.P. PIV measurements of a low-noise top-mounted propulsion installation for a supersonic airliner // AIAA Scitech 2019 Forum, 2019, pp. 0252.
21. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: Учебное пособие. - СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2012. – 88 с.
22. 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.
23. Анисимов К.С. Комбинированный алгоритм определения аэродинамических характеристик с целью оптимизации воздухозаборников дозвуковых летательных аппаратов: Дисс. канд. техн. наук. - Жуковский, 2017. - 177 с.
24. Щепановский В.А., Гутов Б.И. Газодинамическое конструирование сверхзвуковых воздухозаборников. - Новосибирск: Наука, 1993. – 224 с.
25. Menter F.R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows // 23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference, July 1993, Orlando, FL, U.S.A. DOI: [2514/6.1993-2906](https://doi.org/10.2514/6.1993-2906)
26. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. - М.: Наука, Физматлит, 1998. – 816 с.
27. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 888 с.

References

1. Novogorodtsev E.V., Karpov E.V., Koltok N.G. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 7-27.
2. Sun Y., Smith H. Review and prospect of supersonic business jet design, *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, vol. 90. pp. 12-38. DOI: [10.1016/j.paerosci.2016.12.003](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.12.003)
3. Kopiev V.F. et al. On the Fundamental Possibility of a Supersonic Civil Aircraft to Comply with ICAO Noise Requirements Using Existing Technologies, *Aerospace*, 2022, vol. 9, no. 4, pp. 187. DOI: [10.3390/aerospace9040187](https://doi.org/10.3390/aerospace9040187)
4. Berton J.J. et al. Supersonic technology concept aeroplanes for environmental studies. *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020. DOI: [10.2514/6.2020-0263](https://doi.org/10.2514/6.2020-0263)
5. Furukawa T., Makino Y. Conceptual design and aerodynamic optimization of silent supersonic aircraft at JAXA, *25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2007. DOI: [10.2514/6.2007-4166](https://doi.org/10.2514/6.2007-4166)
6. Proskurov S. et al. Installed Fan Noise Simulation of a Supersonic Business Aircraft, *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 9. DOI: [10.3390/aerospace10090773](https://doi.org/10.3390/aerospace10090773)
7. Vinogradov V.A., Mel'nikov Ya.A., Stepanov V.A. *Uchenye Zapiski TsAGI*, 2015, vol. XLVI, no. 2, pp. 26-40.
8. Vinogradov V.A., Mel'nikov Ya.A., Stepanov V.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2017, vol. XLVIII, pp. 24-38.
9. Watanabe Y., Ueno A., Murakami A. Design of top mounted supersonic inlet for silent supersonic technology demonstrator S3TD, *27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, ICAS, 2010, vol. 4, no. 2, pp. 2010.

10. Babulin A.A., Bol'shunov K.Yu. *Trudy MAI*, 2012, no. 51. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29088>
11. Ignatkin Yu.M., Konstantinov S.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 57. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30875>
12. Makhrov A.S., Pirogov S.Yu. *Trudy MAI*, 2012, no. 58. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=31045>
13. Kraev V.M., Yanyshv D.S. *Trudy MAI*, 2010, no. 37. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=13411>
14. Karpov E.V., Koltok N.G., Novogorodtsev E.V. *XLIV akademicheskie chteniya po kosmonavtike*, Moscow, Izd-vo MGTU im. N.E. Baumana, 2020, vol. 1, pp. 354–355.
15. Koltok N.G. *XLVI Mezhdunarodnaya molodezhnaya nauchnaya konferentsiya «Gagarinskie chteniya-2020»*, Moscow, Izd-vo MAI, 2020, pp. 161–162.
16. Pirogov S.Yu., Yur'ev A.S., Tipaev V.V., Makhrov A.S. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 1, no. 3, pp. 27-34.
17. Rakhmanin D.A., Karpov E.V., Rakhmanina V.E. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 35-45.
18. Karpov E.V., Koltok N.G., Novogorodtsev E.V. *Aerokosmicheskie tekhnologii: Sbornik tezisov 62-i Vserossiiskoi nauchnoi konferentsii MFTI*, Moscow, MFTI, 2019, pp. 290–292.
19. Tan H.J., Guo R.W. Design and wind tunnel study of a top-mounted diverterless inlet, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2004, vol. 17, no. 2. pp. 72-78. DOI: [10.1016/S1000-9361\(11\)60217-3](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(11)60217-3)
20. Bridges J.E., Wernet M.P. PIV measurements of a low-noise top-mounted propulsion installation for a supersonic airliner, *AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019, pp. 0252.

21. Garbaruk A.V., Strelets M.Kh., Shur M.L. *Modelirovanie turbulentnosti v raschetakh slozhnykh techenii* (Turbulence modeling in calculations of complex flows), Saint Petersburg, Izd-vo Politekhnicheskogo universiteta, 2012, 88 p.
22. Reinol'ds O. Dinamicheskaya teoriya dvizheniya neshhimaemoi zhidkosti I opredelenie kriteriya. In: *Problemy turbulentnosti: Sbornik perevodnykh statei*. Moscow - Leningrad, ONTI, 1936, pp. 135–227.
23. Anisimov K.S. *Kombinirovannyi algoritm opredeleniya aerodinamicheskikh kharakteristik s tsel'yu optimizatsii vozdukhobornikov dozvukovykh letatel'nykh apparatov* (Combined algorithm for determining aerodynamic characteristics in order to optimize the air intakes of subsonic aircraft), Doctor's thesis, Zhukovskii, 2017, 177 p.
24. Shchepanovskii V.A., Gutov B.I. *Gazodinamicheskoe konstruirovaniye sverkhzvukovykh vozdukhobornikov* (Gas-dynamic design of supersonic air intakes), Novosibirsk, Nauka, 1993, 224 p.
25. Menter F.R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows, *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference*, July 1993, Orlando, FL, U.S.A.
DOI: [2514/6.1993-2906](https://doi.org/10.2514/6.1993-2906)
26. Byushgens G.S. *Aerodinamika, ustoychivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov* (Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft), Moscow, Nauka, Fizmatlit, 1998, 816 p.
27. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* (Applied gas dynamics), Moscow, Nauka, 1976, 888 p.

Статья поступила в редакцию 26.10.2023

Одобрена после рецензирования 03.11.2023

Принята к публикации 25.12.2023

The article was submitted on 26.10.2023; approved after reviewing on 03.11.2023; accepted for publication on 25.12.2023.