

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья
УДК 629.7.015.3
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177602>

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ВЫБОРУ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ, РАЗМЕЩЕННОЙ В КОРНЕВОЙ ЧАСТИ КРЫЛА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Егор Валентинович Новгородцев¹ ✉, Вячеслав Геннадьевич Кажан², Никита Григорьевич Колток³,
Максим Николаевич Чанов⁴

^{1, 2, 3, 4} Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Россия

¹ novogorodtseve91@mail.ru ✉

² v.kazhan@tsagi.ru

³ nikitakoltok@gmail.com

⁴ arzmax@bk.ru

Аннотация. Статья посвящена исследованию физических особенностей обтекания и характеристик воздухозаборного устройства силовой установки, размещенной в корневой части крыла магистрального самолета.

На основе численного решения системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса с моделью турбулентности SST определены характеристики воздухозаборника в конфигурации «фюзеляж + воздухозаборник силовой установки». На основании полученных данных выполнены модификации исходного воздухозаборного устройства и проведено дополнительное сравнительное исследование для определения наиболее перспективного варианта.

Показано, что предложенные модификации воздухозаборника позволяют обеспечить значительное, в сравнении с исходным вариантом, улучшение характеристик.

Ключевые слова: численное моделирование обтекания воздухозаборника магистрального самолета, силовая установка, размещенная в корневой части крыла, коэффициент восстановления полного давления, дроссельная характеристика воздухозаборника, параметр окружной неравномерности поля полного давления на входе в двигатель, турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД)

Для цитирования: Новгородцев Е.В., Кажан В.Г., Колток Н.Г., Чанов М.Н. Расчетные исследования по выбору воздухозаборника силовой установки, размещенной в корневой части крыла магистрального самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 7–18. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177602>

AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

COMPUTATIONAL STUDIES ON THE AIR INTAKE OF THE POWER PLANT MOUNTED IN THE MAINLINE AIRCRAFT WING ROOT

Egor V. Novogorodtsev¹✉, Vyacheslav G. Kazhan², Nikita G. Koltok³, Maksim N. Chanov⁴

^{1, 2, 3, 4} Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),

Zhukovsky, Moscow Region, Russia

¹ novogorodtseve91@mail.ru ✉

² v.kazhan@tsagi.ru

³ nikitakoltok@gmail.com

⁴ arzmax@bk.ru

Abstract

The article deals with the computational study of flow-around and characteristics of the air intake of a power plant mounted in the mainline aircraft wing root. Mathematical model of the air intake in the mainline aircraft layout was designed. A modified option of the air intake was designed as the result of the performed studies, in which, unlike the basic option, the following arrangements were realized. They are placing the lining-spreader in the area of the junction of the wing and the fuselage; reprofiling of the air intake duct edges and outlines; accomplishing the “tooth”-shaped ledge in the lower air intake edge.

Air intake flow-around numerical simulation was performed based on Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with SST-turbulence model solution (RANS-SST approach) employing unstructured computational grids built in the flow areas outside and inside the air intake. Air intake duct throttling was performed using the active disk method.

As the result of the performed studies the air intake throttle characteristics were obtained, namely dependencies of the total pressure recovery coefficient ν and the circumferential flow distortion parameter $\Delta\sigma_o$ on the specific reduced air flow through the engine $q(\lambda_{eng})$. The article adduces the M number fields in both vertical longitudinal and horizontal longitudinal sections of the air intake duct, as well as fields of the ν coefficient in the cross-section of the duct corresponding to the engine compressor inlet.

Analysis of the results of the computational study of the wing-mounted air intake flow and performance showed that in the cruising flight mode the modified air intake option considerably outperforms the baseline air intake one. Thus, the modified wing-mounted air intake variant ensures higher ν coefficient value, and lower $\Delta\sigma_o$ parameter values compared to the baseline wing-mounted air intake option. It was established that in the cruising flight mode, the modified air intake option performance was similar to the performance of air intakes in the classical layout of the main aircraft with engine nacelles located under the wing. It was revealed that application of the “tooth-shaped” ledge on the air intake lower edge allowed improve significantly the air intake performance in the takeoff and landing flight modes in terms of the total pressure distortion at the engine inlet cross section due to the of the separated flow restructuring in the air intake. Unlike the baseline air intake option, the air intake option with a “tooth-shaped” ledge allowed ensuring the gas-dynamic stability of the power plant in the takeoff and landing flight modes.

Keywords: mainline aircraft air intake flow-around numerical simulation, power plant mounted in aircraft wing root, total pressure recovery coefficient, throttle characteristic of air intake, total pressure circumferential distortion parameter at the engine inlet, turbofan engine

For citation: Novogorodtsev E.V., Kazhan V.G., Koltok N.G., Chanov M.N. Computational Studies on the Air Intake of the Power Plant Mounted in the Mainline Aircraft Wing Root. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 7-18. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177602>

Введение

В настоящее время классическая компоновка магистрального самолета, а именно «цилиндрический фюзеляж + двигатели на пилонах» в части аэродинамики доведена до высокого уровня совершенства, и дальнейшее развитие аэродинамики классической компоновки идет медленно. Очевидно, что прогресс в направлении улучшения характеристик самолетов гражданской авиации (ГА) все больше смещается в сторону технологического совершенствования отдельных узлов и агрегатов. В этой связи одним из перспективных направлений исследований в обеспечение развития ГА, в частности магистральных самолетов, становится поиск альтернативных компоновок, которые благодаря реализации технологий интеграции планера и силовой установки (СУ) позволяют прогнозировать существенное улучшение характеристик авиационной техники (АТ).

Одним из возможных вариантов альтернативных компоновок является двухдвигательная компоновка магистрального самолета, в которой силовая установка размещается в корневой части крыла. Исследованиям такой компоновки посвящены работы [1–5]. Комплексные расчетно-экспериментальные исследования показывают возможность улучшения аэродинамических и экологических характеристик за счет реализации технологий интеграции планера и двигателя. В сравнении с самолетом классической схемы может быть достигнуто повышение аэродинамического качества на величину до 15% и снижение шума в трех точках на местности на 23–29 ЕPNдБ относительно значений, указанных в главе 4 стандарта ИКАО [6, 7].

Особенностью варианта компоновки, рассмотренной в работах [1–5], является то, что в качестве элемента силовой установки в ней предполагается использовать вместо классического турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) распределенную (раздельную) силовую установку (PCY), которая представляет собой отдельно стоящие газогенератор и вентилятор, соединенные механической трансмиссией [8, 9]. Применение PCY позволяет наиболее эффективно использовать объемы корневой части крыла и достичь максимальной степени интеграции двигателя, крыла и фюзеляжа. Исследованиям характеристик воздухозаборников распределенной силовой установки в составе магистрального самолета посвящены, например, работы [10–12]. В работах [13–15] приведены результаты исследований характеристик реактивных сопел распределенной силовой установки в составе магистрального самолета. Полученные в работах [10–15] результаты свидетельствуют о возможности обеспечения приемлемых характеристик воздухоза-

борников (ВЗ) и реактивных сопел распределенной силовой установки, установленной в корневой части крыла магистрального самолета, что, в свою очередь, подтверждает жизнеспособность такой компоновки магистрального самолета. Вместе с тем, несмотря на то что работы в направлении реализации подобной концепции двигателя ведутся на протяжении длительного времени, реализация PCY – это пока отдаленная перспектива.

Настоящая работа посвящена исследованию обтекания и характеристик воздухозаборника альтернативного варианта магистрального самолета с силовой установкой, размещенной в корневой части крыла. Концепция данного варианта магистрального самолета предложена с участием соавторов настоящей статьи В.Г. Кажана, Е.В. Новгородцева, М.Н. Чанова в [16]. Основным преимуществом варианта компоновки, рассмотренного в данной работе, перед вариантом компоновки с PCY является возможность использования в качестве элемента силовой установки реально существующего ТРДД классической схемы, например ПД-14. Обобщенный вид исследованного варианта магистрального самолета показан на рис. 1.

В настоящее время при проектировании элементов магистральных самолетов, в том числе воздухозаборников, широко применяются методы численного моделирования, основанные на численном интегрировании системы уравнений движения сжимаемого газа. Движение невязкого сжимаемого газа описывается решениями системы уравнений Эйлера [17]. Движение вязкого сжимаемого газа описывается решениями системы уравнений Навье–Стокса. Методы численного моделирования позволяют с достаточной для практики степенью точности оценить характеристики воздухозаборников и выявить особенности течения, влияющие на данные характеристики. Наиболее популярны сейчас методы, основанные на решении системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (RANS-методы) [18]. В рамках RANS-методов система уравнений Навье–Стокса преобразуется в систему уравнений Рейнольдса [19], решения которой описывают осредненное по времени турбулентное течение. Вследствие того что система уравнений Рейнольдса содержит вклад от



Рис. 1. Магистральный самолет с силовой установкой, размещенной в корневой части крыла (с ТРДД классической схемы)

пульсационных составляющих, для ее замыкания вводятся дополнительные соотношения, которые называются моделями турбулентности. Наиболее популярна в настоящее время модель SST (Shear Stress Transport), используемая для решения задач аэродинамики. Эта модель турбулентности предложена Ф. Ментером в 1993 году и описана в работе [20], опыт ее применения насчитывает более 20 лет. По своим качествам модель SST является одной из лучших среди существующих RANS-моделей турбулентности.

Результаты использования методов численного моделирования течений газа применительно к определению характеристик воздухозаборника приведены, например, в работах [21–24]. При этом в работе [21] моделирование обтекания выполнено на основе численного решения системы уравнений Эйлера, а в работах [22–24] – на основе RANS-метода с моделью турбулентности SST (RANS-SST).

В данной статье приведены результаты расчетных исследований по выбору воздухозаборника для компоновки магистрального самолета, описанной в [16]. Расчетные исследования обтекания и характеристик различных вариантов воздухозаборника встроенной в крыло силовой установки выполнены на основе RANS-SST-метода. По результатам численного моделирования обтекания определены значения коэффициента восстановления полного давления ν воздухозаборника, а также значения параметра окружной неравномерности поля полного давления потока на входе в двигатель $\Delta\sigma_0$. Этот параметр определяет степень газодинамической устойчивости работы силовой установки [25].

1. Описание исследованных вариантов крыльевой компоновки воздухозаборника

Для проведения расчетных исследований сформирована геометрическая математическая модель компоновки воздухозаборника с фюзеляжем перспективного магистрального самолета. Вид спереди и вид снизу на исходный вариант воздухозаборника представлены на рис. 2.

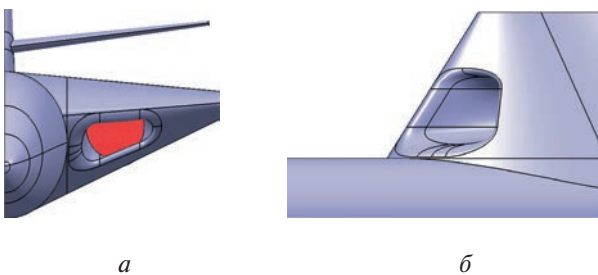


Рис. 2. Схема исходного варианта крыльевого ВЗ (VZ-0): а – вид спереди; б – вид снизу

VZ расположен в корневой части крыла. Спереди вход VZ имеет вид треугольника со сглаженными углами. Верхняя кромка VZ совпадает с передней кромкой крыла и является стреловидной. Нижняя кромка при виде снизу практически перпендикулярна плоскости симметрии летательного аппарата.

Помимо исходного варианта воздухозаборника (VZ-0), в работе исследованы два варианта его модификации. Первый вариант модификации (VZ-1) показан на рис. 3. Этот вариант отличается от исходного наличием специальной накладки-растекателя на фюзеляже перед входом VZ. Накладка предназначена для сглаживания перехода с поверхности фюзеляжа на поверхность крыла в области входа VZ и спрофилирована специальным образом для минимизации попадания пограничного слоя с фюзеляжа в VZ. Кроме того, были перепрофилированы входные кромки и канал VZ.

Второй вариант модификации (VZ-2) отличается наличием накладки-«зуба», выполненной на нижней кромке входа воздухозаборника. Данная накладка предназначена для управления отрывным течением на входе VZ и улучшения характеристик VZ на взлетно-посадочных режимах полета. Вариант модификации VZ-2 показан на рис. 4.

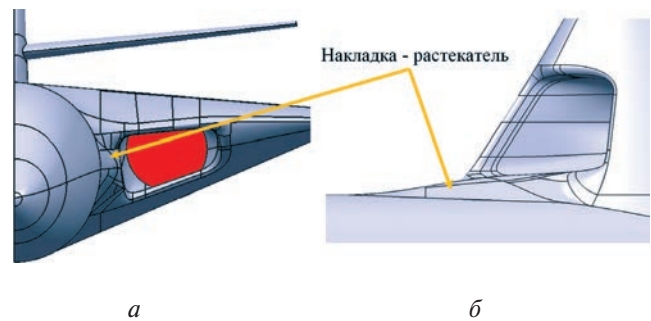


Рис. 3. Вариант VZ-1 модификации крыльевого ВЗ: а – вид спереди; б – вид снизу

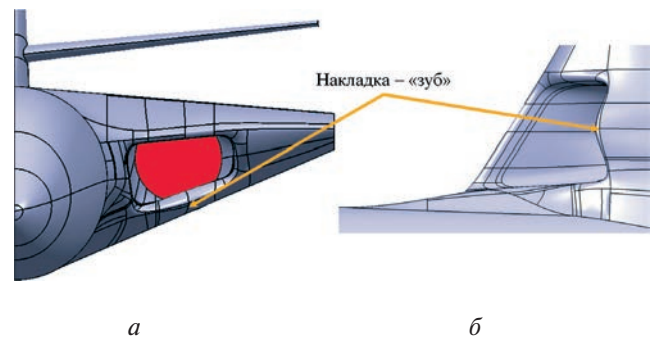


Рис. 4. Вариант VZ-2 модификации крыльевого ВЗ: а – вид спереди; б – вид снизу

2. Методика расчетного исследования

Как отмечено выше, численное моделирование обтекания крыльевой компоновки перспективного магистрального самолета выполнено на основе RANS-SST-подхода. Для этого была построена неструктурированная расчетная сетка, адаптированная для разрешения пограничного слоя вблизи твердых поверхностей исследуемого крыльевого ВЗ.

Схема расположения объекта исследования внутри расчетной области представлена на рис. 5. Расчетная область включает наружную и внутреннюю по отношению к воздухозаборнику части. Спереди расчетная область ограничена поверхностью в виде четверти сферы, сзади – плоскостью. На всей сферической поверхности ставилось условие, соответствующее параметрам набегающего потока. На задней границе наружной части расчетной области ставилось граничное условие, соответствующее свободному протеканию потока. На границах, соответствующих твердым поверхностям объекта исследования, ставились граничные условия непротекания и прилипания потока.

Расчетная сетка для каждого исследованного варианта компоновки содержала ~56 млн ячеек. Размер пристеночной ячейки по нормали к поверхности соответствовал величине $y^+ \cong 1$, что обеспечивало корректную постановку граничного условия прилипания в рамках системы уравнений Рейнольдса с моделью турбулентности SST. Расчетная сетка на поверхности исследованного крыльевого ВЗ представлена на рис. 6.

3. Расчет параметров, характеризующих течение в канале воздухозаборника перед двигателем

По результатам проведенных расчетов параметров течения в канале ВЗ в контрольном сечении вычислялись коэффициент восстановления полного давления ν и параметр окружной неравномерности поля полного давления $\Delta\sigma_o$.

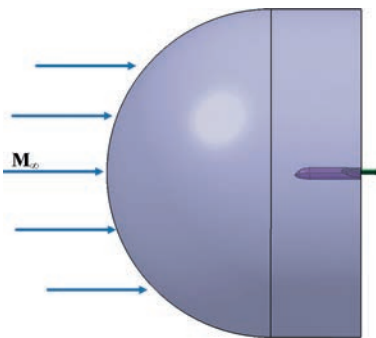


Рис. 5. Расположение объекта исследования внутри расчетной области

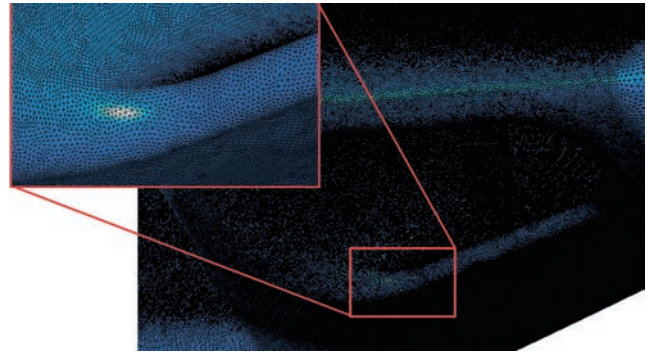


Рис. 6. Вид в изометрии на поверхностную расчетную сетку и фрагмент поверхностной расчетной сетки

Для этого вычислялось полное давление в точках, соответствующих расположению приемников полного давления в восьмилучевой измерительной гребенке. Положение контрольного сечения канала ВЗ соответствовало входу в двигатель. Стоит отметить, что вычисление коэффициента восстановления полного давления и параметра окружной неравномерности поля полного давления $\Delta\sigma_o$ в сечении двигателя осуществлялось в соответствии с экспериментальной методикой, принятой в ЦАГИ [25].

Для имитации дросселирования канала ВЗ в данном расчетном 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 $p_{\text{дрос}} = \xi \cdot p_{\infty}$, где p_{∞} – статическое давление в набегающем потоке, ξ – параметр дросселирования, задающий значение противодействия в канале ВЗ ($\xi = 1 \dots 2$). 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; $T_{0\text{дв}}$ – осредненное по площади значение полной температуры в сечении двигателя; $F_{\text{дв}}$ – площадь сечения двигателя; $p_{0\text{дв}}$ – осредненное по площади значение полного давления в контрольном сечении.

4. Результаты численных расчетов

В данной работе исследовались характеристики крыльевого ВЗ в компоновке перспективного магистрального самолета на крейсерском и взлетно-посадочных режимах.

4.1. Крейсерский режим

Рассмотрим дроссельные характеристики и зависимости параметра окружной неравномерности поля полного давления $\Delta\sigma_0$ от удельного приведенного расхода воздуха через двигатель $q(\lambda_{дв})$, полученные для различных исследованных вариантов ВЗ при крейсерском режиме полета (рис. 7).

ВЗ-0. Из рис. 7, видно, что исходный вариант крыльцевого ВЗ (ВЗ-0) во всем исследованном диапазоне режимов по значениям удельного приведенного расхода воздуха через двигатель имеет наиболее низкие характеристики по коэффициенту восстановления полного давления ν . При этом значения параметра окружной неравномерности на всех режимах дросселирования выше в сравнении с модифицированными вариантами ВЗ-1 и ВЗ-2.

Для выяснения физических причин низких характеристик ВЗ рассмотрим поля течения, представленные на рис. 8. Приведены поля чисел M в продольных вертикальном и горизонтальном сечениях ВЗ и поля коэффициента восстановления полного давления ν в сечении, соответствующем

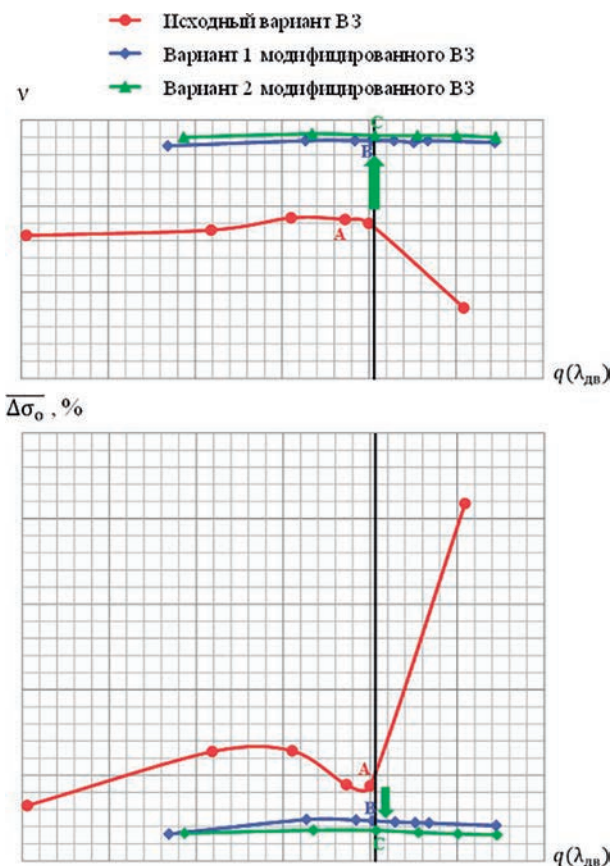


Рис. 7. Дроссельные характеристики и зависимости параметра окружной неравномерности поля полного давления на входе в двигатель $\Delta\sigma_0$ от удельного приведенного расхода $q(\lambda_{дв})$ для различных исследованных вариантов крыльцевого ВЗ. Крейсерский режим

положению двигателя. Расчетные поля течения получены при крейсерском числе Маха при работе варианта ВЗ-0 на режиме, близком к режиму совместной работы ВЗ с двигателем (точка А на рис. 7).

Из картины течения в продольном вертикальном сечении канала ВЗ-0 видно, что на крейсерском режиме полета на верхней и нижней кромке входа ВЗ образуются отрывные течения. Отрывы возникают из-за неоптимального расположения точек растекания и, соответственно, большой степени поворота потока, реализующегося при обтекании входных кромок ВЗ. Далее низконапорный след от указанных отрывных зон распространяется по каналу ВЗ и в сечении двигателя проявляется в виде областей с пониженными значениями полного давления. Низкий уровень коэффициента ν и высокое значение параметра $\Delta\sigma_0$ исходного варианта крыльцевого ВЗ на крейсерском режиме полета объясняется наличием данных областей.

На рис. 8 (поле числа M в горизонтальном сечении канала ВЗ) видна область, в которой реализуется разгон потока до сверхзвуковых скоростей (область сверхзвукового течения). Разгон потока реализуется на входе ВЗ при обтекании места стыка крыла с фюзеляжем. Указанная область сверхзвукового течения оканчивается скачком уплотнения, что также является причиной низких значений полного давления на входе в двигатель из-за потерь полного давления потока в скачке уплотнения.

ВЗ-1. Модификация крыльцевого ВЗ (ВЗ-1), заключающаяся в перепофилировке входных кромок ВЗ и канала ВЗ, а также в установке на-

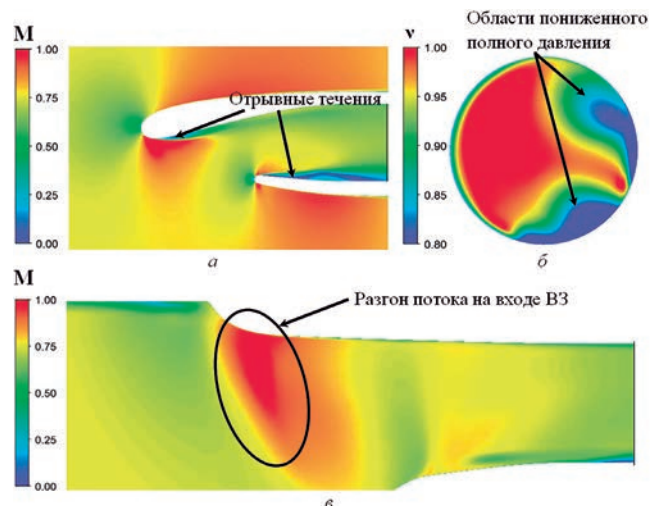


Рис. 8. Расчетные поля числа Маха в продольных вертикальном (а) и горизонтальном (в) сечениях канала ВЗ и коэффициента восстановления полного давления ν в сечении двигателя (б) (вид по направлению потока). ВЗ-0. Крейсерский режим. Точка А

кладки-растекателя перед входом ВЗ, обеспечивает улучшение характеристик ВЗ, а именно повышение значения коэффициента ν и снижение значения параметра $\Delta\sigma_0$ на входе в двигатель по сравнению с вариантом ВЗ-0. Так, на режиме, близком к режиму согласованной работы ВЗ с двигателем, значение коэффициента ν ВЗ-1 получено на $\Delta\nu \sim 0.05$ выше, чем аналогичное значение коэффициента ν ВЗ-0, при этом полученное для ВЗ-1 значение параметра $\Delta\sigma_0$ примерно в два раза ниже аналогичного значения параметра $\Delta\sigma_0$ ВЗ-0.

Рассмотрим представленные на рис. 9 расчетные поля течения в ВЗ-1 при крейсерском числе M на режиме, близком к режиму согласованной работы ВЗ с двигателем.

Из полей числа M в продольном и вертикальном сечениях канала ВЗ-1 видно, что перепрофилировка кромок входа ВЗ и канала ВЗ обеспечивает благоприятное расположение точек растекания вблизи кромок входа ВЗ. Вследствие этого при крейсерском числе M на режиме, близком к режиму согласованной работы ВЗ с двигателем, обеспечивается безотрывное обтекание входных кромок и канала ВЗ.

На картине распределения коэффициента ν в сечении двигателя видна незначительная область с пониженным полным давлением. Наличие данной области объясняется частичным попаданием пограничного слоя фюзеляжа с поверхности растекателя во вход ВЗ. Из-за малых размеров области ее наличие не приводит к высоким значениям параметра $\Delta\sigma_0$.

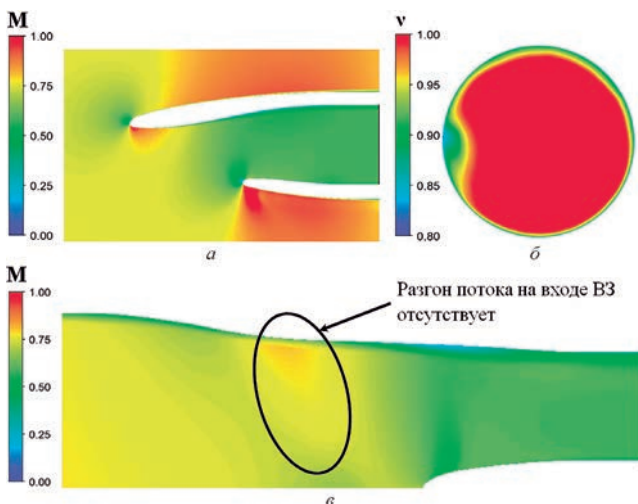


Рис. 9. Расчетные поля числа Маха в продольных вертикальном (а) и горизонтальном (б) сечениях канала ВЗ и коэффициента восстановления полного давления ν в сечении двигателя (в) (вид по направлению потока). ВЗ-1. Крейсерский режим. Точка В

Стоит отметить, что благодаря накладке-растекателю в варианте ВЗ-1, установленной в месте в области стыка крыла с фюзеляжем самолета, отсутствует область сверхзвукового течения на входе ВЗ и повышается коэффициент ν ВЗ по сравнению с ВЗ-0.

ВЗ-2. На рис. 10 приведены поля числа Маха и коэффициента ν , реализующиеся в канале ВЗ-2 на режиме крейсерского полета.

Из рис. 7, а также из сравнения рис. 9 и 10 следует, что накладка-«зуб», примененная в ВЗ-2, не приводит к ухудшению характеристик ВЗ в сравнении с ВЗ-1. Так, полученные для ВЗ-2 значения коэффициента ν и параметра $\Delta\sigma_0$ во всем исследованном диапазоне режимов работы двигателя близки к аналогичным значениям коэффициента ν и параметра $\Delta\sigma_0$, полученным для ВЗ-1.

4.2. Взлетно-посадочный режим

Рассмотрим дроссельные характеристики и зависимости параметра $\Delta\sigma_0$ от $q(\lambda_{дв})$, полученные на взлетно-посадочном режиме полета для различных исследованных вариантов ВЗ (см. рис. 11).

ВЗ-0. Из рис. 11 видно, что, как и на крейсерском режиме полета, ВЗ-0 имеет наиболее низкие среди исследованных вариантов значения коэффициента ν и наиболее высокие значения параметра $\Delta\sigma_0$ во всем исследованном диапазоне режимов работы ВЗ по величинам $q(\lambda_{дв})$. Чтобы установить физические причины низкого уровня характеристик ВЗ, рассмотрим картину течения в канале ВЗ, полученную

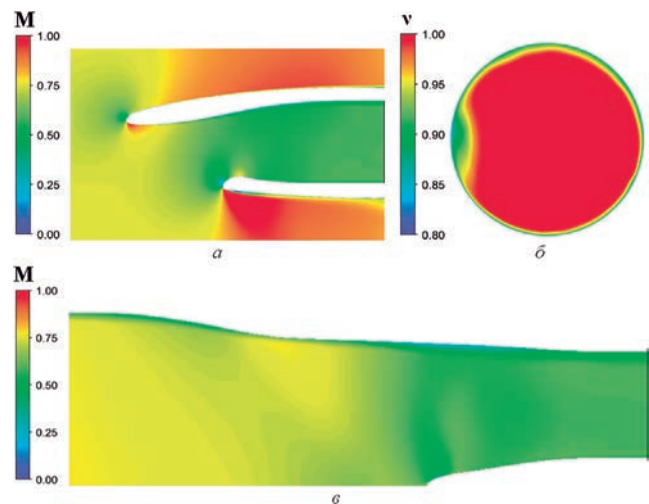


Рис. 10. Расчетные поля числа Маха в продольных вертикальном (а) и горизонтальном (б) сечениях канала ВЗ и коэффициента восстановления полного давления ν в сечении двигателя (в) (вид по направлению потока). ВЗ-2. Крейсерский режим. Точка С

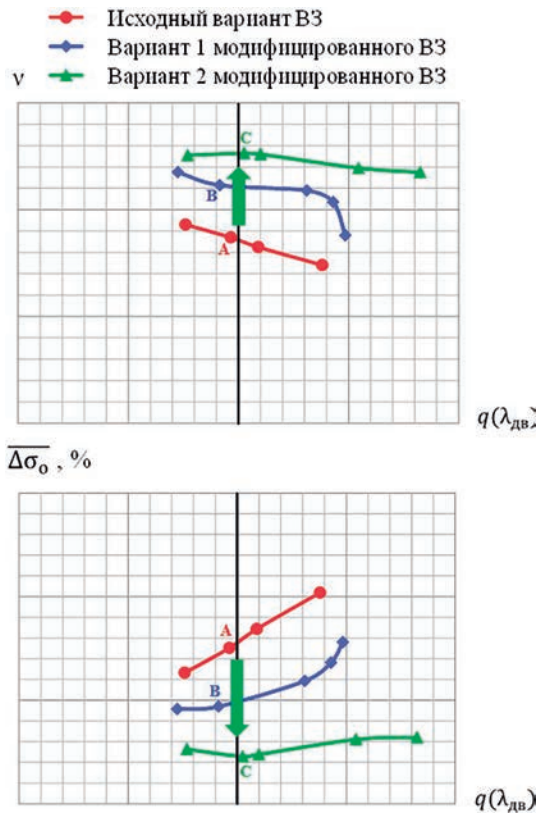


Рис. 11. Дроссельные характеристики и зависимости параметра окружной неравномерности поля полного давления на входе в двигатель $\Delta\sigma_0$ от удельного приведенного расхода $q(\lambda_{дв})$ для различных исследованных вариантов крыльцевого ВЗ. Взлетно-посадочный режим

на режиме, близком к режиму согласованной работы ВЗ с двигателем (рис. 12).

На взлетно-посадочных режимах полета реализуется всестороннее засасывание воздуха во вход ВЗ. При этом наиболее интенсивное засасывание потока реализуется в месте, наиболее приближенном к сечению двигателя, т. е. вблизи нижней кромки входа ВЗ (а именно, в правой (при виде по направлению потока) ее части). Из полей числа M в продольных сечениях канала ВЗ (рис. 12, а и в) видно, что именно вблизи правой (вид по направлению потока) части нижней кромки входа ВЗ присутствует обширная зона вихревого течения, возникшего из-за отрыва потока. Отрыв потока, по-видимому, возникает из-за резкого поворота потока практически на 180° при обтекании кромки ВЗ. Низконапорный след от отрывного течения распространяется по каналу ВЗ до сечения двигателя и проявляется в виде обширной области с пониженными значениями полного давления (рис. 12, б). Указанная область с пониженными значениями полного давления в сечении двигателя является причиной низких значений коэффициента ν и параметра $\Delta\sigma_0$, полу-

ченных для варианта ВЗ-0 на взлетно-посадочном режиме полета.

ВЗ-1. Данный вариант имеет лучшие характеристики по сравнению с ВЗ-0. Из графиков, приведенных на рис. 11, видно, что на режиме, близком к режиму согласованной работы ВЗ с двигателем, получено значение коэффициента ν , на $\Delta\nu \sim 0,04$ превышающее аналогичное значение ВЗ-0. При этом параметр $\Delta\sigma_0$ снизился в $\sim 1,6$ раз по сравнению с аналогичным значением ВЗ-0.

Рассмотрим приведенные на рис. 13 поля течения, реализующиеся в канале варианта 1 модифицированного ВЗ на режиме, близком к режиму согласованной работы ВЗ с двигателем.

Из полей числа Маха в продольных сечениях канала ВЗ видно, что перепрофилировка входных кромок и канала обеспечивает уменьшение размеров вихревого течения, образующегося в области нижней кромки. В связи с этим снизились потери полного давления в канале, что можно увидеть в сечении двигателя. Однако стоит отметить, что основные особенности обтекания канала ВЗ относительно исходного варианта сохранились. Несмотря на улучшение характеристик в ВЗ-1 по сравнению с ВЗ-0, в ВЗ-1 получены достаточно высокие значения параметра $\Delta\sigma_0$.

ВЗ-2. Как было указано выше, основной отличительной чертой ВЗ-2 является специальная накладка «зуб» на нижней кромке входа. По результатам выполненных расчетов для ВЗ-2 на режиме согласованной работы ВЗ с двигателем получено значение коэффициента ν , на $\Delta\nu \sim 0,08$ превыша-

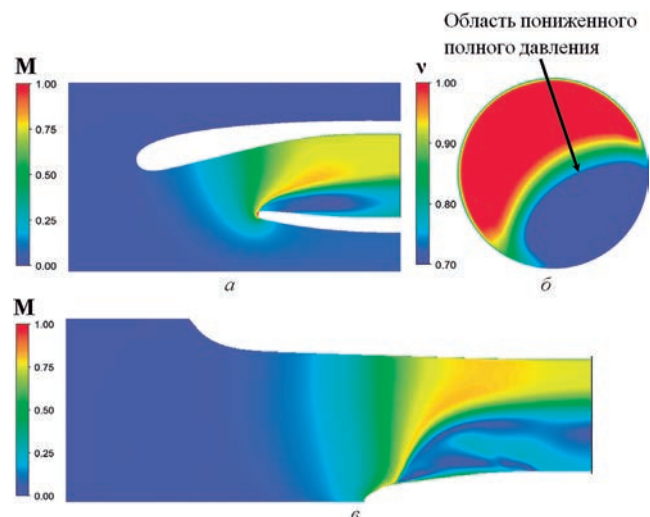


Рис. 12. Расчетные поля числа Маха в продольном вертикальном (а) и горизонтальном (б) сечении канала и коэффициента восстановления полного давления ν в сечении двигателя (б). ВЗ-0. Взлетно-посадочный режим. Точка А

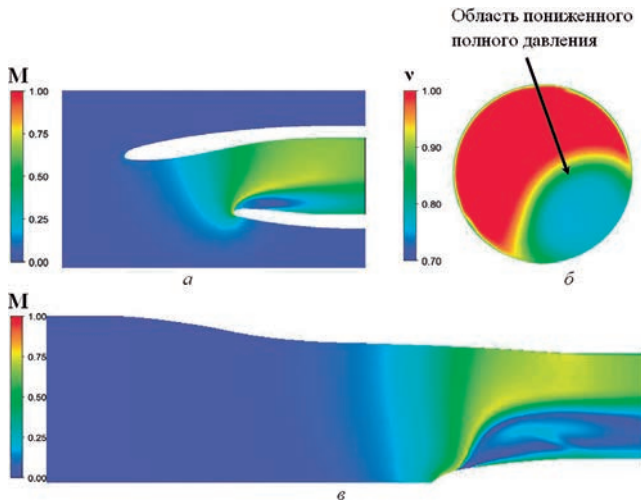


Рис. 13. Расчетные поля числа Маха в продольном вертикальном (а) и горизонтальном (с) сечении канала и коэффициента восстановления полного давления v в сечении двигателя (б). ВЗ-1. Взлетно-посадочный режим. Точка В

ющее аналогичное значение коэффициента v ВЗ-0 (см. рис. 11). Кроме того, полученное для ВЗ-2 значение параметра $\Delta\sigma_0$ в ~ 4 раза ниже по сравнению с аналогичным значением ВЗ-0 и в ~ 2.5 раза ниже по сравнению с аналогичным значением ВЗ-1.

Рассмотрим приведенные на рис. 14 расчетные поля течения, полученные в канале ВЗ-2 на режиме, близком к режиму согласованной работы ВЗ с двигателем.

Из картин течения видно, что накладка «зуб» в ВЗ-2 обеспечивает разделение зоны отрывного

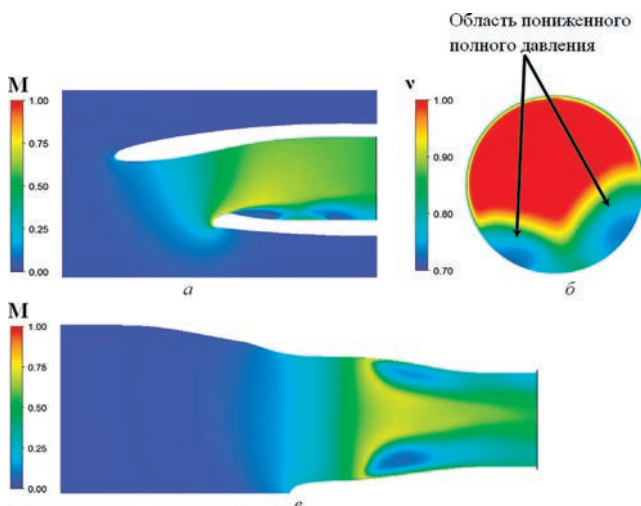


Рис. 14. Расчетные поля числа Маха в продольном вертикальном (а) и горизонтальном (с) сечении канала и коэффициента восстановления полного давления v в сечении двигателя (б). ВЗ-2. Взлетно-посадочный режим. Точка В

течения на две. При этом низконапорные следы от каждой зоны распространяются по каналу ВЗ до сечения двигателя. Таким образом, в сечении двигателя ВЗ-2 присутствуют две области (а не одна, как в ВЗ-0 и ВЗ-1) с пониженными значениями полного давления. Помимо этого, указанные области в ВЗ-2 меньше по сравнению с аналогичными областями в ВЗ-0 и ВЗ-1. Благодаря такому изменению структуры вихревого течения на входе ВЗ обеспечено значительное снижение значения параметра $\Delta\sigma_0$ в ВЗ-2 (в ~ 4 раза по сравнению с аналогичным значением параметра $\Delta\sigma_0$ в ВЗ-0) и, по-видимому, газодинамическая устойчивость работы силовой установки на взлетно-посадочных режимах полета.

Выводы

1. На основе численного решения системы уравнений Навье–Стокса выполнены расчетные исследования обтекания и характеристик воздухозаборника силовой установки, размещенной в корневой части крыла магистрального самолета. Получены дроссельные характеристики воздухозаборника, а также зависимости параметра окружающей неравномерности от удельного приведенного расхода воздуха через двигатель. Также получены поля чисел Маха и коэффициента восстановления полного давления v в канале воздухозаборника.

2. На основе результатов выполненных исследований разработан новый вариант воздухозаборника (ВЗ-2), в котором реализованы следующие мероприятия по модификации геометрии исходного варианта (ВЗ-0):

- установка накладки на фюзеляже самолета для обеспечения растекания пограничного слоя перед воздухозаборником;

- рациональная профилировка входных кромок и канала воздухозаборника для исключения образования в канале отрывных течений при крейсерском режиме полета;

- выполнение специального выступа «зуба» на нижней кромке входа воздухозаборника для изменения структуры вихревых течений и снижения неоднородности поля полного давления потока на входе в двигатель при взлетно-посадочных режимах полета.

3. При крейсерском режиме полета получено значение коэффициента восстановления полного давления v ВЗ-2, превышающее аналогичное значение коэффициента v ВЗ-0 на $\Delta v = 0,05$, при этом обеспечено снижение параметра $\Delta\sigma_0$ в два раза. Полученное для ВЗ-2 значение коэффициента v близко к аналогичным значениям коэффициента v ВЗ в классической компоновке (в мотогондолах, установленных под крылом). При взлетно-посадочном режиме полета обеспечено повышение коэффициента v на $\Delta v = 0.04$

и снижение неоднородности поля полного давления $\Delta\sigma_0$ в 4 раза в сравнении с исходным вариантом ВЗ. Это свидетельствует о возможности обеспечения газодинамической устойчивости работы силовой установки с ВЗ-2.

4. Полученные расчетные результаты целесообразно подтвердить экспериментально путем проведения испытаний компоновочной модели воздухозаборника в аэродинамической трубе.

Список источников

1. Скворцов Е.Б., Бирюк В.И., Гуревич Б.И. и др. Исследование концепции магистрального самолета интегральной схемы с распределенной силовой установкой в конструкции крыла // *Авиадвигатели XXI века: Сборник тезисов докладов всероссийской научно-технической конференции (24–27 ноября 2015; Москва)*. М.: ЦИАМ, 2015. С. 168–170.
2. Бондарев А.В., Каменецкий Б.С., Скворцов Е.Б. и др. Формирование рационального облика дальнего магистрального самолета с интегрированной силовой установкой // *Модели и методы аэродинамики: Сборник тезисов докладов Семнадцатой Международной школы-семинара (04–11 июня 2017; Евпатория)*. Жуковский: ЦАГИ, 2017. С. 153–154.
3. Бондарев А.В., Каменецкий Б.С., Скворцов Е.Б. и др. Интеграция распределенной силовой установки с хвостовой частью фюзеляжа пассажирского самолета // *Модели и методы аэродинамики: Сборник тезисов докладов Восемнадцатой Международной школы-семинара (04–11 июня 2018; Евпатория)*. Жуковский: ЦАГИ, 2018. С. 31–32.
4. Брагин Н.Н., Бузовера Н.П., Скворцов Е.Б., Скоморохов С.И. Исследования аэродинамических характеристик модели ДМС с силовой установкой, расположенной внутри крыла // *XXVI научно-техническая конференция по аэродинамике (26–27 февраля 2015; Жуковский)*. Жуковский: ЦАГИ, 2015. С. 59.
5. Бирюк В.И., Бузовера Н.П., Гуревич Б.И. и др. Возможность применения распределенной силовой установки в интегральной самолетной компоновке // *XXVII научно-техническая конференция по аэродинамике (21–22 апреля 2016; Жуковский)*. Жуковский: ЦАГИ, 2016. С. 47–48.
6. Болсуновский А.Л., Бондарев А.В., Гуревич Б.И., Скворцов Е.Б., Чанов М.Н., Шалашов В.В., Шелехова А.С. Разработка и анализ концепций гражданского самолета, использующих принципы интеграции // *Вестник Московского авиационного института*. 2018. Т. 25. № 4. С. 49–63.
7. Чанов М.Н., Скворцов Е.Б., Шелехова А.С. и др. Анализ технических концепций транспортного самолета с различными типами и компоновкой силовой установки // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 4. С. 30–47. DOI: 10.34759/vst-2020-4-30-47
8. Имаев Т.Ф., Челомбитко А.В., Бондарев А.В. и др. Разработка концепции распределенной силовой установки, интегрированной с планером магистрального самолета // *Международный форум двигателестроения. Научно-технический конгресс по двигателестроению (4–6 апреля 2018): Сб. тезисов докладов*. М: Ваш успех, 2018. Т. 1.
9. Луковников А.В., Полев А.С., Исянов А.М. и др. Сравнительная оценка различных типов силовых установок перспективного дальнемагистрального ЛА // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2014. № 6. С. 29–34.
10. Анисимов К.С., Ефимов Р.А., Иванюшкин А.К. и др. Результаты исследований воздухозаборников встроенной в крыло распределенной силовой установки дозвукового магистрального самолета // *Современные проблемы аэрогазодинамики силовых установок летательных аппаратов: Сборник тезисов докладов Межотраслевой научно-технической конференции (21–22 октября 2021; Жуковский)*. Жуковский: ЦАГИ, 2021. С. 11–12.
11. Новгородцев Е.В., Бондарев А.В., Иванюшкин А.К. и др. Численное исследование обтекания и характеристик входного устройства кормовой силовой установки с отдельными газогенератором и вентилятором трехдвигательного самолета // *Современные проблемы аэрогазодинамики силовых установок летательных аппаратов: Сборник тезисов Межотраслевой научно-технической конференции (21–22 октября 2021; Жуковский)*. Жуковский: ЦАГИ, 2021. С. 72–73.
12. Скворцов Е.Б., Бондарев А.В., Луковников А.В. и др. Исследование аэрогазодинамической интеграции фюзеляжа и кормовой силовой установки трехдвигательного самолета // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2022. № 11–12. С. 14–28.
13. Талызин В.А., Чанов М.Н., Лаврухин Г.Н., Скворцов Е.Б. Исследование аэродинамической компоновки сопел газогенератора и вентилятора силовой установки, интегрированной с крылом магистрального самолета // *Современные проблемы аэрогазодинамики силовых установок летательных аппаратов: Сборник тезисов докладов Межотраслевой научно-технической конференции (21–22 октября 2021; Жуковский)*. – Жуковский: ЦАГИ, 2021. С. 80–82.
14. Талызин В.А., Чанов М.Н., Лаврухин Г.Н. и др. Компоновка плоских трапециевидных сопел в планере летательного аппарата // *Модели и методы аэродинамики: Сборник тезисов докладов Двадцать первой Международной школы-семинара (04–11 июня 2021; Евпатория)*. Жуковский: ЦАГИ, 2021. С. 126.
15. Талызин В.А., Чанов М.Н., Лаврухин Г.Н. и др. Компоновка сопел распределенной силовой установки в планере летательного аппарата // *Ученые записки ЦАГИ*. 2020. Т. 51. № 3. С. 49–59.
16. Бондарев А.В., Ведерников Д.В., Кажан В.Г. и др. Магистральный самолет. Патент RU 2777129 С1. Бюл. № 22, 01.08.2022.

17. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика: Учебник. – 4-е изд., перераб. – М.: Наука, 1976. – 888 с.
18. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: Учебное пособие. – СПб.: Изд-во Политехнического ун-та, 2012. – 88 с.
19. Рейнольдс О. Динамическая теория движения несжимаемой вязкой жидкости и определение критерия // О. Рейнольдс. Проблемы турбулентности: Сборник переводных статей /Под ред. М.А. Великанова и Н.Т. Швейковского. М. –Л.: ОНТИ, 1936. С. 135–227.
20. 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, USA). DOI: 10.2514/6.1993-2906
21. Пирогов С.Ю., Юрьев А.С., Тупаев В.В., Махров А.С. Численное моделирование течения на входе в сверхзвуковой воздухозаборник внешнего сжатия при энергоподводе в набегающий сверхзвуковой поток // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 3. С. 154–159.
22. Гилязов Д.И., Иванюшкин А.К., Кажан А.В. и др. Расчетно-проектные исследования трапециевидного воздухозаборника в верхней компоновке на легком сверхзвуковом деловом самолете // XXIX научно-техническая конференция (01–02 марта 2018; д. Богданиха): Сборник тезисов докладов. Жуковский: ЦАГИ, 2018. С. 97.
23. Карпов Е.В., Новгородцев Е.В. Расчетное исследование влияния установки разделителя потока на течение в криволинейном канале воздухозаборника // XXVIII научно-техническая конференция по аэродинамике (20–21 апреля 2017; п. Володарского): Сборник тезисов докладов. Жуковский: ЦАГИ, 2017. С. 139–140.
24. Новгородцев Е.В., Карпов Е.В., Колтоков 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
25. Бюшгенс Г.С. (ред.) Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов: Учебник. – Москва – Пекин: Издательский отдел ЦАГИ, Авиаиздательство КНР, 1995. – 772 с.

References

1. Skvortsov E.B., Biryuk V.I., Gurevich B.I. et al. *Materialy Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii “Aviadvigateli XXI veka” (24–27 November 2015; Moscow)*. Moscow, TsIAM, 2015, pp. 168–170.
2. Bondarev A.V., Kamenetskii B.S., Skvortsov E.B. et al. *Materialy Semnadsatoi Mezhdunarodnoi shkoly-seminara “Modeli i metody aerodinamiki” (04–11 June 2017; Evpatoriya)*. Zhukovskii, TsAGI, 2017, pp. 153–154.
3. Bondarev A.V., Kamenetskii B.S., Skvortsov E.B. et al. *Materialy Vosemnadsatoi Mezhdunarodnoi shkoly-seminara “Modeli i metody aerodinamiki” (04–11 June 2018; Evpatoriya)*. Zhukovskii, TsAGI, 2018, pp. 31–32.
4. Bragin N.N., Buzoverya N.P., Skvortsov E.B., Skomorokhov S.I. *Materialy XXVI nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (26–27 February 2015; Zhukovskii)*. Zhukovskii, TsAGI, 2015, p. 59.
5. Biryuk V.I., Buzoverya N.P., Gurevich B.I. et al. *Materialy XXVII nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (21–22 April 2016; Zhukovskii)*. Zhukovskii, TsAGI, 2016, pp. 47–48.
6. Bolsunovskii A.L., Bondarev A.V., Gurevich B.I., Skvortsov E.B., Chanov M.N., Shalashov V.V., Shelekhova A.S. Development and analysis of civil aircraft concepts employing integration principles. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 49–63.
7. Chanov M.N., Skvortsov E.B., Shelekhova A.S. et al. Technical concepts analysis of transport aircraft with various power plant types and layout. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 30–47. DOI: 10.34759/vst-2020-4-30-47
8. Imaev T.F., Chelombit’ko A.V., Bondarev A.V. et al. *Materialy Mezhdunarodnogo foruma Dvigatellestroeniya. Nauchno-tekhnicheskogo kongressa po dvigatelestroeniyyu (4–6 April 2018)*. Moscow, Vash uspekh, 2018, vol. 1.
9. Lukovnikov A.V., Polev A.S., Isyanov A.M. et al. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2014, no. 6, pp. 29–34.
10. Anisimov K.S., Efimov R.A., Ivanyushkin A.K. et al. *Materialy Mezhotraslevoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii “Sovremennye problemy aerogazodinamiki silovykh ustanovok letatel’nykh apparatov” (21–22 October 2021; Zhukovskii)*. Zhukovskii, TsAGI, 2021, pp. 11–12.
11. Novogorodtsev E.V., Bondarev A.V., Ivanyushkin A.K. et al. *Materialy Mezhotraslevoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii “Sovremennye problemy aerogazodinamiki silovykh ustanovok letatel’nykh apparatov” (21–22 October 2021; Zhukovskii)*. Zhukovskii, TsAGI, 2021, pp. 72–73.
12. Skvortsov E.B., Bondarev A.V., Lukovnikov A.V. et al. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2022, no. 11–12, pp. 14–28.
13. Talyzin V.A., Chanov M.N., Lavrukhin G.N., Skvortsov E.B. *Materialy Mezhotraslevoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii “Sovremennye problemy aerogazodinamiki silovykh ustanovok letatel’nykh apparatov” (21–22 October 2021; Zhukovskii)*. Zhukovskii, TsAGI, 2021, pp. 80–82.
14. Talyzin V.A., Chanov M.N., Lavrukhin G.N. et al. *Materialy Dvadsat’ pervoi Mezhdunarodnoi shkoly-seminara “Modeli i metody aerodinamiki” (04–11 June 2021; Evpatoriya)*. Zhukovskii, TsAGI, 2021, pp. 126.
15. Talyzin V.A., Chanov M.N., Lavrukhin G.N. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2020, vol. 51, no. 3, pp. 49–59.

16. Bondarev A.V., Vedernikov D.V., Kazhan V.G. et al. *Patent RU 2777129 C1*, 01.08.2022.
17. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* (Applied gas dynamics), 4th ed. Moscow, Nauka, 1976, 888 p.
18. Garbaruk A.V., Strelets M.Kh., Shur M.L. *Modelirovanie turbulentnosti v raschetakh slozhnykh techenii* (Turbulence modeling in calculations of complex flows), St. Petersburg, Politehnicheskoy universiteta, 2012, 88 p.
19. Reinol'ds O. Dinamicheskaya teoriya dvizheniya neszhimaemoy vyazkoi zhidkosti i opredelenie kriteriya. IN: O. Reinol'ds. *Problemy turbulentnosti: Sbornik statei*. Moscow – Leningrad, ONTI, 1936, pp. 135-227.
20. 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, USA)*. DOI: 10.2514/6.1993-2906
21. 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.
22. Gilyazev D.I., Ivanyushkin A.K., Kazhan A.V. et al. *Materialy XXIX nauchno-tekhnicheskoi konferentsii (01-02 March 2018; d. Bogdanikha)*. Zhukovskii, TsAGI, 2018, p. 97.
23. Karpov E.V., Novogorodtsev E.V. *Materialy XXVIII nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (20-21 April 2017; p. Volodarskogo)*. Zhukovskii, TsAGI, 2017, pp. 139-140.
24. 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-2021-4-7-27
25. Byushgens G.S. (ed.) *Aerodinamika i dinamika poleta magistral'nykh samoletov* (Aerodynamics and flight dynamics of mainline aircraft), Moscow – Pekin, TsAGI, Aviaizdatel'stvo KNR, 1995, 772 p.

Статья поступила в редакцию 28.08.2023; одобрена после рецензирования 27.09.2023; принята к публикации 29.09.2023.

The article was submitted on 28.08.2023; approved after reviewing on 27.09.2023; accepted for publication on 29.09.2023.