

Научная статья

УДК 533.697.2

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177605>

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПАКЕТА ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ НА ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ХВОСТОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

Егор Вячеславович Кажан¹, Юрий Валентинович Коротков², Александр Валерьевич Лысенков³,
Василий Викторович Ореховский⁴ , Александр Васильевич Архипов⁵


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

⁵ Экспериментальный машиностроительный завод им. В.М. Мясищева (ЭМЗ),
Жуковский, Московская область, Россия

¹ erop.kazhan@tsagi.ru

² e.goryunova@tsagi.ru

³ aleksandr.lysenkov@tsagi.ru

⁴ vasamat@yandex.ru 

⁵ d1@emz-m.ru

Аннотация. Обобщены результаты расчетных и экспериментальных исследований перспективной компоновки пассажирского дозвукового самолета с пакетным расположением двухдвигательной силовой установки на верхней поверхности планера в хвостовой части самолета с овальным фюзеляжем. Важными положительными свойствами такой компоновки являются возможность экранирования элементами планера самолета шума на местности, производимого при работе силовой установки, и защищенность силовой установки от попадания посторонних предметов с взлетно-посадочной полосы на режимах взлета и посадки самолета [1]. Рассмотрены несколько вариантов компоновки воздухозаборного устройства, и оценено влияние типа воздухозаборного устройства на газодинамические параметры потока в сечении входа в двигатель при различных режимах его работы.

Ключевые слова: воздухозаборное устройство, компоновка двухдвигательной силовой установки, коэффициент восстановления полного давления

Для цитирования: Кажан Е.В., Коротков Ю.В., Лысенков А.В., Ореховский В.В., Архипов А.В. Аэродинамические характеристики пакета воздухозаборников на верхней поверхности хвостовой части фюзеляжа дозвукового самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 34–45. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177605>

Original article

AERODYNAMIC PERFORMANCE OF INTAKE PACK ON UPPER SURFACE OF SUBSONIC AIRCRAFT TAIL SECTION

Egor V. Kazhan¹, Yuri V. Korotkov², Aleksandr V. Lysenkov³, Vasilii V. Orekhovskii⁴ , Aleksandr V. Arkhipov⁵


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

⁵ Myasishchev Design Bureau (MDB),
Zhukovsky, Moscow Region, Russia

¹ erop.kazhan@tsagi.ru

² e.goryunova@tsagi.ru

³ aleksandr.lysenkov@tsagi.ru

⁴ vasamat@yandex.ru 

⁵ d1@emz-m.ru

© Кажан Е.В., Коротков Ю.В., Лысенков А.В., Ореховский В.В., Архипов А.В., 2023

Abstract

The presented study deals with the air intake pack in the M-60 family fuselage configuration and its aerodynamic characteristics in particular. The study is up-to-date since the said air intake device layout appeared rather successful in the studies of other authors and needs more thorough analysis of its specifics. The purpose of this work consists in evaluating the intake performance in various operating modes and the effects of the reciprocal effect of the air intake packs when applying a partition between them.

The article presents numerical and experimental studies results generalization of prospective subsonic passenger aircraft layout studying with packet mode mounting of the dual-engine power plant on the airframe upper surface in the aircraft tail part with oval fuselage. The main positive feature of this configuration is an opportunity of shielding noise, caused while the power plant running, on the terrain by the airframe elements, and propulsion system protection from foreign objects from the runway during takeoff and landing. Several options of the air intake device layout were considered, and air intake device type effect on the gas-dynamic parameters of the flow in the cross-section of the engine inlet under its various operation modes were assessed.

The air intake characteristics in the layout on the fuselage upper surface are on the level of typical values for conventional layouts with the engines placed in engine nacelles on pylons under the wing at basic flight modes at rated engine operation modes with the numbers of $0.1 \leq M \leq 0.4$. With the M number growth the values of the total pressure recovery coefficient decrease, and at $M = 0.8$ reduction of the values obtained while tests reach $\Delta v \approx 2 \div 4\%$ compared to the aircraft classical underwing layout.

The results of the work allowed revealing the effects of packet mode air intakes mutual interaction while nominal operation violation of one of the engines with air consumption reduction through the air intake. With air consumption reduction through the one air intake (auxiliary) from $q(\lambda)_{aux} = 0.72$ to $q(\lambda)_{aux} \sim 0.2$, the average total pressure recovery coefficient in the second air intake (main) operating with the rated consumption of $q(\lambda)_{main} = 0.72 = \text{const}$ reduces to the value of $\Delta v \approx 1.3\text{--}2\%$ at $M = 0.8$.

It was clarified that introduction of a plate-partition and/or the channel inlet beveling allowed attenuating the air intakes negative mutual interaction.

The air intake performance may be improved by employing the “low wing monoplane” layout. This layout is more favorable for ensuring necessary working conditions for the air intake, which is associated with a more intensive boundary layer run-over down the fuselage from the air intake inlet location.

Keywords: intake device, twin-engine propulsion system layout, total pressure recovery coefficient

For citation: Kazhan E.V., Korotkov Yu.V., Lysenkov A.V., Orekhovskii V.V., Arkhipov A.V. Aerodynamic Performance of Intake Pack on Upper Surface of Subsonic Aircraft Tail Section. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 34–45. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177605>

Введение

На ЭМЗ имени В.М. Мясищева в рамках совместных программ с ЦАГИ исследуются особенности аэродинамических характеристик перспективных пассажирских и транспортных самолетов с несущим фюзеляжем и верхним расположением двигателей [2].

К преимуществам размещения силовой установки (СУ) в хвостовой части фюзеляжа традиционно относят простую компоновку «чистого» крыла, а к недостаткам – усложненную компоновку хвостовой части [3]. Отличительной особенностью компоновки, рассматриваемой в настоящей работе, является расположение турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) над хвостовой частью овального фюзеляжа, что позволит экранировать часть шума на местности, создаваемого СУ, и защитить воздухозаборники от попадания посторонних предметов с взлетно-посадочной полосы (ВПП) при взлете и посадке. Возможна

пакетная установка воздухозаборных устройств (ВЗУ) и ТРДД в хвостовой части самолета на верхней поверхности фюзеляжа, что позволит исключить попадание в ВЗУ вихревых следов от передней части фюзеляжа [4].

Характерной особенностью схем воздушных судов семейства М-60 является их интегральность, т. е. участие фюзеляжа и СУ в создании и распределении подъемной силы по размаху крыла и длине самолета [5]. В работе подробно описано, как и насколько существенно влияет СУ на обтекание крыла [6].

Другим вариантом с верхним расположением двигателей является схема «летающее крыло». Исследование вариантов самолетов такой схемы также остается актуальным [7, 8]. Самолет в схеме «летающее крыло» может иметь высокое аэродинамическое качество и, как следствие, характеризоваться низким расходом топлива. Но при расположении двигателя над фюзеляжем образуются местные

сверхзвуковые зоны, замыкающиеся скачками уплотнения, возможен отрыв пограничного слоя и увеличение сопротивления. Это может нивелировать все аэродинамические преимущества такой конфигурации. Кроме того, при компоновке по схеме «летающее крыло» сложно выполнить нормы сертификации, такие, например, как экстренная эвакуация пассажиров или посадка на воду [9].

Применение пакетной СУ с несколькими ВЗУ и двигателями в совокупности с овальным фюзеляжем позволяет снизить внешнее сопротивление компоновки СУ с планером за счет уменьшения площадей внешних омываемых поверхностей элементов СУ. При расположении ВЗУ непосредственно на поверхности планера осуществляется отбор в двигатели части пограничного слоя, нарощего на верхней поверхности. В этом случае, несмотря на рост потерь полного давления воздуха в сечении входа в двигатель, возможно положительное воздействие на аэродинамические характеристики (АДХ) самолета из-за уменьшения внешнего сопротивления самолета. Причинами могут быть отсутствие пилонов для установки СУ и системы слива между ВЗУ и поверхностью планера, а также вычитание силы трения части пограничного слоя фюзеляжа, попадающего в ВЗУ и учитываемого в их характеристиках. С учетом изменения коэффициента влияния k_v , характеристик воздухозаборников на характеристики ТРДД такое изменение геометрии и условий работы СУ и приводит при определенных условиях к улучшению АДХ самолета [10]. Подробно про влияние расположения ВЗУ описано в работе [11].

Условия проведения испытаний и расчетных исследований

При разработке перспективной компоновки самолета с надфюзеляжной СУ был проведен цикл расчетных и экспериментальных модельных исследований характеристик ВЗУ СУ. Исследовались варианты компоновки двухдвигательной СУ с

двумя рядом расположенными ВЗУ с отдельными каналами.

На рис. 1 слева приведена фотография модели ВЗУ, предназначенной для экспериментальных исследований в аэродинамической трубе (АДТ), а справа – схема модели для расчетных исследований характеристик ВЗУ в компоновке самолета с надфюзеляжной двухдвигательной СУ с отбором в двигатели части пограничного слоя с верхней поверхности фюзеляжа.

Испытания модели воздухозаборников проводились при различных числах Маха набегающего потока M , углах атаки α и скольжения β в АДТ ЦАГИ Т 104 ($M = 0 \div 0.25$) и ТПД ($M = 0.4 \div 0.8$). Исследовались режимы согласованной работы ВЗУ с двигателями на номинальных режимах работы двигателей («максимальные обороты») и режимы взаимовлияния ВЗУ при номинальной работе одного из двигателей (основного ВЗУ) и нарушении номинальной работы второго двигателя с уменьшением расхода воздуха через двигатель или при отказе двигателя (вспомогательного ВЗУ).

В процессе испытаний измерялись параметры потока в обоих каналах ВЗУ в измерительных сечениях, соответствующих плоскостям входа в компрессоры двигателей натурного самолета. Поля полного давления измерялись гребенками приемников полного давления (8 лучей приемников давления с 56 точками измерения для основного канала и 2 луча приемников давления с 7 точками измерения для вспомогательного канала). Пульсации полного давления измерялись расположенными на относительном радиусе $\bar{r} = 0,9$ каналов ВЗУ приемниками датчиков пульсаций (5 точек измерения для основного канала и 2 точки измерения для вспомогательного канала).

Расчетные исследования проводились пакетом прикладных программ EWT ЦАГИ [12, 13]. Использовалась неявная схема на основе схемы Годунова–Колгана–Родионова [14] для решения осредненной по времени системы уравнений Навье–Стокса

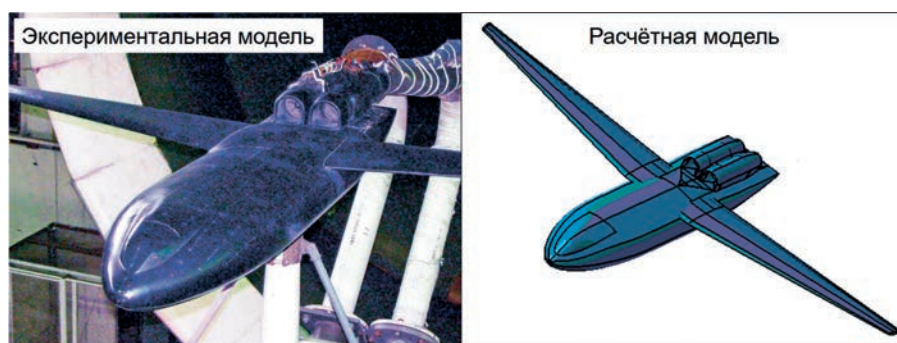


Рис. 1. Исследуемые модели

(система уравнений Рейнольдса), модель турбулентности SST. Программа прошла верификацию и валидацию, в том числе для задач расчета характеристик ВЗУ дозвуковых самолетов. Проведенные тесты показали, что на рабочих режимах работы СУ точность определения коэффициента восстановления полного давления ν составляет 0,01.

Использовались следующие граничные условия: для невозмущенного потока – слабоотражающее граничное условие «Риман»; для поверхности ЛА – условие «теплоизолированная стенка»; для моделирования двигателя – условие «активный диск» [15, 16]. Особенности реализации граничных условий описаны в работе [12].

Блочнo-структурированная расчетная сетка состояла из ~22 млн узлов. Расчет проводился для половины модели с плоскостью симметрии $Z=0$. Поверхностная расчетная сетка представлена на рис. 2. Описание альтернативных методологий численного расчета представлено в работах [17, 18].

Характеристики ВЗУ на номинальных режимах работы двигателей «максимальные обороты»

В качестве номинального был принят режим согласованной работы ВЗУ с двигателями при удельном приведенном расходе $q(\lambda) = 0,72$ в измерительном сечении канала ВЗУ модели, соответствующем сечению канала на входе в компрессор двигателя натурного самолета.

Испытания модели позволили выявить особенности работы ВЗУ, связанные с эффектами интеграции и интерференции ВЗУ с двигателями и ВЗУ с планером, а также определить основные характеристики ВЗУ во всем эксплуатационном диапазоне режимов полета по числам Маха набегающего потока от 0 до 0,8 при различных углах атаки α и углах скольжения β .

Для нулевых углов атаки и скольжения на режимах согласованной работы ВЗУ с ТРДД, работающими с номинальными расходами воздуха, на рис. 3 приведены зависимости от числа Маха осредненных значений коэффициента восстанов-

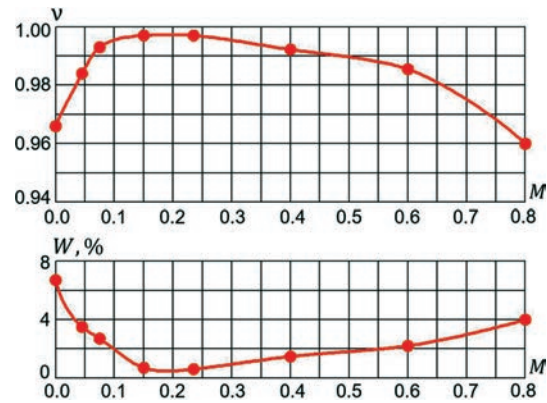


Рис. 3. Зависимости коэффициента ν и параметра W от числа M на номинальных режимах «максимальные обороты» работы двигателей при $\alpha = 0$ и $\beta = 0$

ления полного давления ν и параметра суммарной неоднородности поля потока воздуха $W = \Delta\sigma_0 + \varepsilon$ в измерительном сечении канала ВЗУ [19].

Получены достаточно высокие (с учетом отбора в ВЗУ части пограничного слоя фюзеляжа) значения коэффициента ν и достаточно низкие значения параметра W . Причем при числах $0,1 \leq M \leq 0,4$ получены значения коэффициента ν на уровне типовых значений для традиционных компоновок с расположением двигателей в мотогондолах на пилонах под крылом. С увеличением числа M значения коэффициента ν снижаются, и при $M = 0,8$ расхождение коэффициента ν , полученного при испытаниях, достигает значения $\Delta\nu \approx 0,025 \div 0,035$ от типовых значений.

Влияние на характеристики ВЗУ изменения режимов полета по числу M , углу атаки и скольжения на номинальных режимах «максимальные обороты» работы двигателей СУ показано на рис. 4.

На приведенных графиках положительному направлению угла скольжения β соответствует наветренное (незатененное), а отрицательному – подветренное (затененное) расположение ВЗУ относительно направления невозмущенного набегающего потока. Показано, что в рассматриваемой

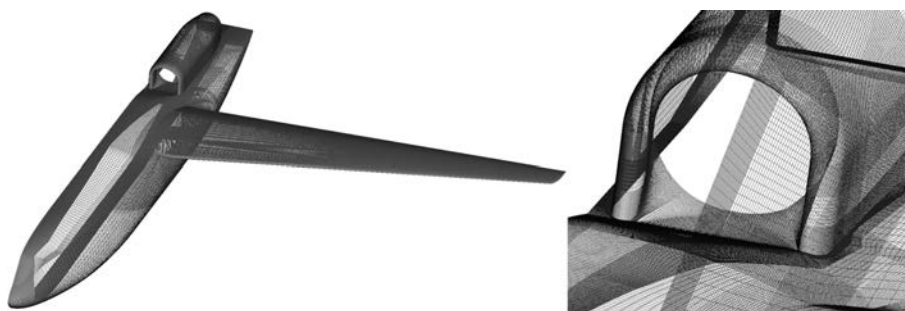


Рис. 2. Поверхностная расчетная сетка модели (слева) и в области ВЗ (справа)

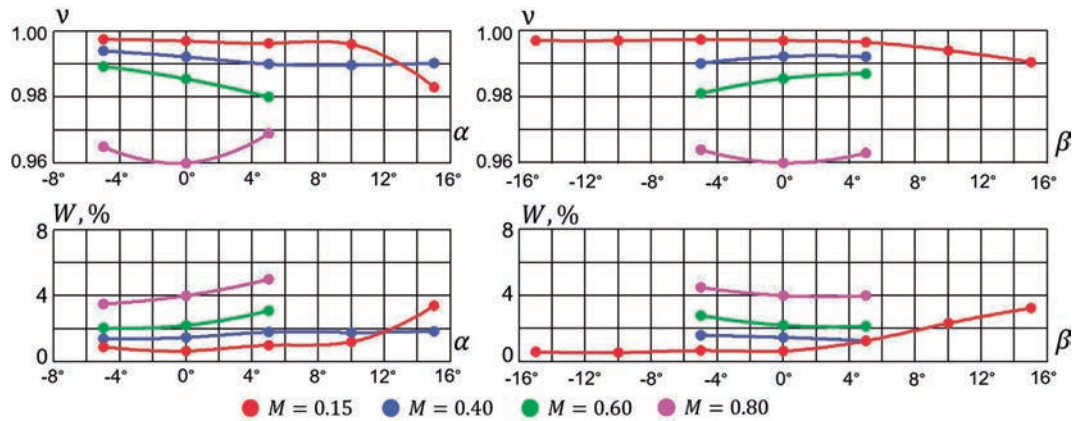


Рис. 4. Влияние угла атаки α (слева) и угла скольжения β (справа) на характеристики номинально работающих ВЗУ на режимах полета с нулевым углом скольжения (слева) и нулевым углом атаки (справа)

компоновке самолета при изменениях углов атаки α и скольжения β характеристики ВЗУ стабильны и мало изменяются в диапазонах режимов полета $\alpha < 10^\circ$ и $\beta < 10^\circ$ для исследованного диапазона углов атаки $\alpha = -5^\circ \dots +15^\circ$ и углов скольжения $\beta = -5^\circ \dots +15^\circ$ на взлетно-посадочных скоростях, а также в исследованном диапазоне углов атаки $\alpha = -5^\circ \dots +5^\circ$ и углов скольжения $\beta = -5^\circ \dots +5^\circ$ на режимах полета с числами Маха набегающего потока $M = 0,4 \div 0,8$.

Для визуализации картины обтекания поверхности носовой части фюзеляжа и крыла в районе расположения ВЗУ на взлетно-посадочных скоростях в АДТ Т 104 ЦАГИ использовался метод шелковинок, наклеенных на поверхность модели. Картины течения (фотографии) у поверхности модели и входов ВЗУ, работающих с номинальными расходами воздуха, приведены на рис. 5.

Анализ фотографий показал, что с нулевыми углами атаки и скольжения при исследованных числах M обтекание всей верхней поверхности планера и входов ВЗУ безотрывно, возвратных течений на поверхности не наблюдается. Возвратные течения возникают только на режимах с одновременным поворотом на углы $\alpha \geq 10^\circ$ и $\beta \geq 10^\circ$.

Анализ расчетных исследований показал, что на режимах полета с $\alpha > 0$ в зоне сочленения крыла и фюзеляжа зарождается отрывное течение. Представленное на рис. 6 сравнение полей локальных чисел Маха $M_{\text{лок}}$ в плоскости входа в ВЗУ показывает, что с увеличением угла атаки α площадь поверхности, занятая возвратным течением, увеличивается и на некоторых режимах полета может достигать области расположения входа ВЗУ.

На рис. 7 показано, что область, занятая пограничным слоем низкого полного давления (низкие значения местного коэффициента восстановления полного давления $v_{\text{лок}}$), наибольшая при угле атаки $\alpha = 2,5^\circ$, и это связано, по-видимому, с перетеканием пограничного слоя с нижней поверхности фюзеляжа на его верхнюю поверхность.

При угле $\alpha = 5^\circ$ за счет образования вторичных вихревых течений и их эжектирующего эффекта на поверхности фюзеляжа с внешней стороны ВЗУ происходит стягивание (эжекция) части пограничного слоя от ВЗУ так, что количество воздуха с пониженным полным давлением, попадающее в канал ВЗУ, уменьшается, а среднее полное давление по рамке входа ВЗУ увеличивается. При угле $\alpha = 10^\circ$ наблюдается большой эффект отвода части погра-

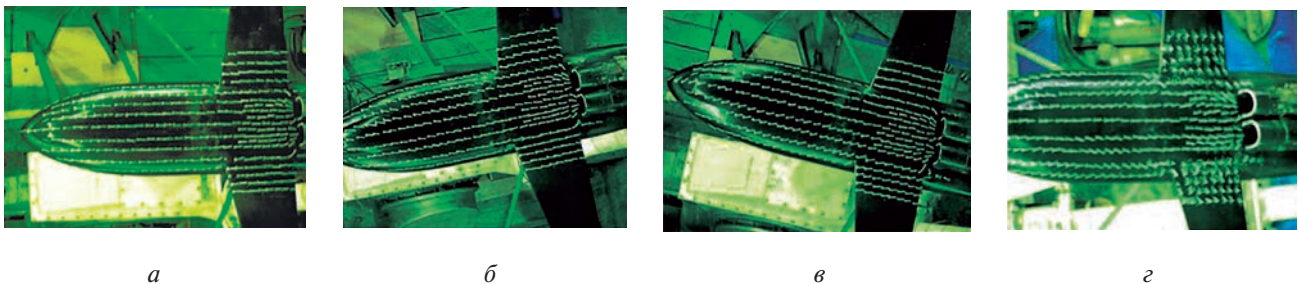


Рис. 5. Картина течения на входе в ВЗУ при $M = 0,15$ (номинальные расходы воздуха):
а – $\alpha = 0, \beta = 0$; б – $\alpha = 0, \beta = 10^\circ$; в – $\alpha = 0, \beta = 15^\circ$; з – $\alpha = 15^\circ, \beta = 0$

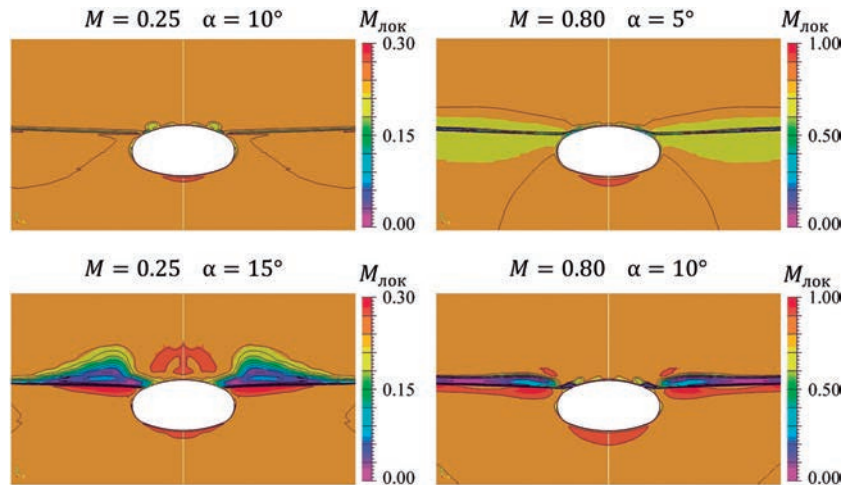


Рис. 6. Поля местных чисел $M_{\text{лок}}$ потока в плоскости входа в ВЗУ на режимах полета с нулевым углом скольжения при различных числах M и углах атаки α

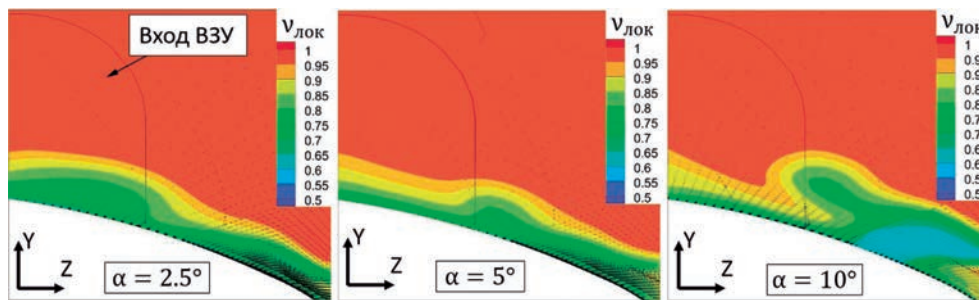


Рис. 7. Поля значений локального коэффициента $v_{\text{лок}}$ в плоскости входа в ВЗУ при $M = 0,8$ с нулевым углом скольжения $\beta = 0$ при различных углах атаки α

ничного слоя в сторону от ВЗУ, однако на вход ВЗУ начинает попадать часть самого вихревого течения, что приводит к уменьшению коэффициента v по сравнению с его значением при $\alpha = 5^\circ$.

Взаимовлияние воздухозаборников на режимах дросселирования с уменьшенным расходом воздуха через один из воздухозаборников

В испытаниях модели получены характеристики рядом расположенных ВЗУ, работающих на различающихся по количеству проходящего через них воздуха режимах. При этом одно ВЗУ модели (основное) работало на номинальном режиме, с принятым для режима согласованной работы ВЗУ с двигателем удельным приведенным расходом $q(\lambda)_{\text{осн}} = 0,72$ (номинал), а другое ВЗУ (вспомогательное) — на режимах с различными удельными приведенными расходами $q(\lambda)_{\text{всп}} = \text{var}$.

Некоторые из полученных материалов испытаний представлены на рис. 8–10 в виде зависимостей коэффициента $v_{\text{осн}}$ и параметра суммарной неоднородности поля потока $W_{\text{осн}}$ в канале основного ВЗУ модели в измерительном сечении, соответ-

ствующем плоскости входа в компрессор ТРДД, на режиме с номинальным значением $q(\lambda)_{\text{осн}} \approx 0,72$ от удельного приведенного расхода вспомогательного ВЗУ модели $q(\lambda)_{\text{всп}} = \text{var}$.

Показано, что при $M = 0$ («работа на месте», рис. 8) уменьшение расхода воздуха через канал вспомогательного ВЗУ приводит к улучшению характеристик основного ВЗУ (увеличивается коэффициент $v_{\text{осн}}$ и уменьшается параметр $W_{\text{осн}}$).

На остальных исследованных режимах в диапазоне чисел M от 0,25 до 0,8 уменьшение расхода воздуха через канал вспомогательного ВЗУ приводит к ухудшению характеристик основного ВЗУ (уменьшается коэффициент $v_{\text{осн}}$ и увеличивается параметр $W_{\text{осн}}$). При этом степень ухудшения характеристик основного ВЗУ зависит от режима полета самолета и увеличивается при росте числа M (например: при $\alpha = 0, \beta = 0, M = 0,4$ и уменьшении $q(\lambda)_{\text{всп}}$ от 0,47 до 0,07 коэффициент $v_{\text{осн}}$ снижается на $\Delta v_{\text{осн}} \approx 0,02$ и параметр $W_{\text{осн}}$ возрастает на $\Delta W_{\text{осн}} \approx 3,5\%$, а при $M = 0,8$ и уменьшении $q(\lambda)_{\text{всп}}$ от 0,73 до 0,14 коэффициент $v_{\text{осн}}$ снижается на $\Delta v_{\text{осн}} \approx 0,03$ и параметр $W_{\text{осн}}$ возрастает на $\Delta W_{\text{осн}} \approx 3,1\%$).

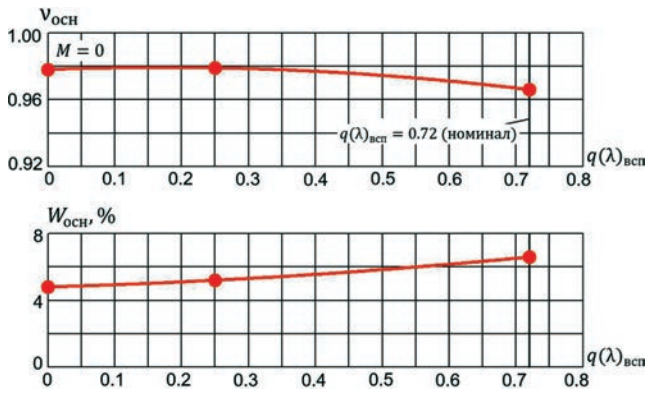


Рис. 8. Зависимости коэффициента $v_{осн}$ и параметра $W_{осн}$ основного ВЗУ, работающего на номинальном режиме ($q(\lambda)_{всп} \approx 0,72$), от удельного приведенного расхода воздуха через канал вспомогательного ВЗУ ($q(\lambda)_{всп}$) при $M = 0$

Изменение угла атаки α , как показано на рис. 9 для исследованного диапазона углов атаки от -5° до 10° при полете на $M = 0,8$ с нулевым углом скольжения β , мало влияет на степень взаимовлияния при работе ВЗУ.

По результатам испытаний отмечено, что по сравнению с характеристиками основного ВЗУ на режимах полета без скольжения дросселирование вспомогательного ВЗУ (уменьшение расхода воздуха через вспомогательный ВЗУ) на режимах полета со скольжением оказывает отрицательное влияние на характеристики основного ВЗУ при затененном его расположении, но может несколько улучшать характеристики основного ВЗУ при незатененном расположении (см. рис. 10).

Влияние дросселирования на картину течения перед ВЗУ (как основным, так и вспомогательным) проиллюстрировано на рис. 11 фотографиями, полученными методом шелковинок при испытаниях модели в АДТ Т 104 ЦАГИ на взлетно-посадочных

скоростях и схемой расчетного поля течения для режима крейсерского полета при $M = 0,8$.

Приведенные иллюстрации демонстрируют эффекты взаимовлияния при работе двух рядом расположенных ВЗУ СУ на верхней поверхности овального фюзеляжа самолета. Анализ картин течения перед ВЗУ показывает, что основной причиной ухудшения характеристик ВЗУ на режимах взаимовлияния является перетекание части пограничного слоя фюзеляжа и части завихренного потока ВЗУ, работающего с пониженным расходом, в соседний воздухозаборник, работающий при номинальном расходе воздуха.

Показано также, что на режиме $M = 0$ уменьшение расхода воздуха через вспомогательное ВЗУ приводит к попаданию воздуха в основное ВЗУ из более широкой области, из-за чего уменьшаются потери полного давления на трение. При росте скоростей полета уменьшение расхода воздуха через вспомогательное ВЗУ создает перед ним у поверхности фюзеляжа заторможенную зону, частично перекрывающую вход основного ВЗУ и искривляющую линии тока попадающей в основное ВЗУ струи воздуха в зоне у поверхности фюзеляжа. Это приводит к дополнительным потерям полного давления и увеличивает неоднородность потока воздуха в канале основного ВЗУ, что ухудшает его характеристики.

Испытания и расчетные исследования позволили показать, что в компоновках с отбором в СУ части пограничного слоя фюзеляжа и крыла возможно отрицательное взаимовлияние при работе двух рядом расположенных ВЗУ на режимах с уменьшенным расходом воздуха и неустойчивой работой одного из двигателей. Для ослабления отрицательного взаимовлияния ВЗУ на таких режимах работы рассмотрены варианты с вертикальной пластиной (перегородкой) между ВЗУ. Фотография

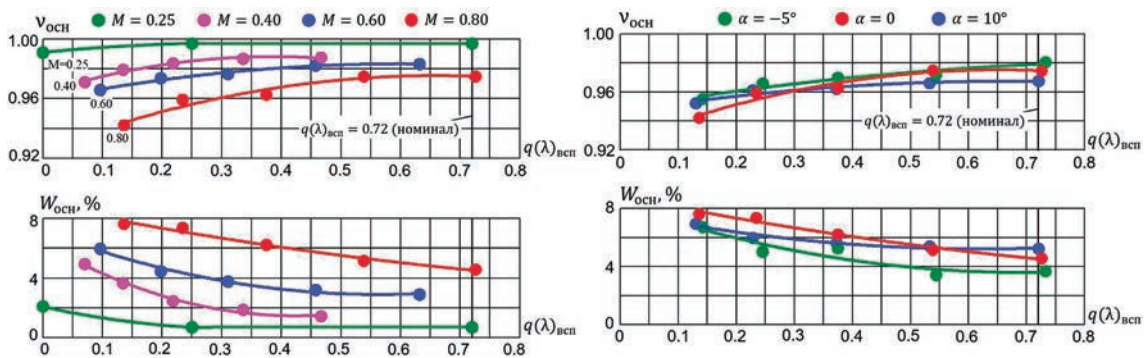


Рис. 9. Зависимости коэффициента $v_{осн}$ и параметра $W_{осн}$ основного ВЗУ от удельного приведенного расхода воздуха через канал вспомогательного ВЗУ $q(\lambda)_{всп}$ для различных чисел Маха (слева при $\alpha = \beta = 0$) и углов атаки α (справа при $\beta = 0$)

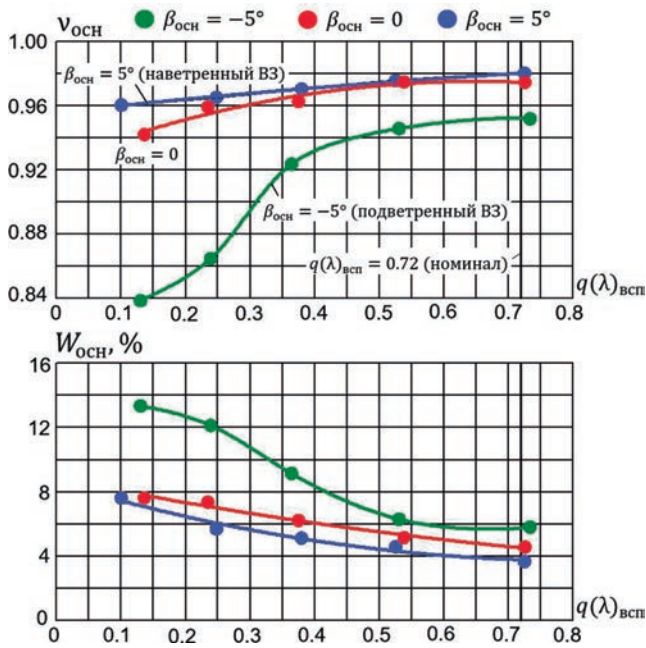


Рис. 10. Зависимости $v_{осн}$ и $W_{осн}$ основного ВЗУ, работающего на номинальном режиме ($q(\lambda)_{всп} = 0,72$) при $M = 0,8$ и $\alpha = 0$ от удельного приведенного расхода воздуха через канал вспомогательного ВЗУ $q(\lambda)_{всп}$ для различных углов скольжения

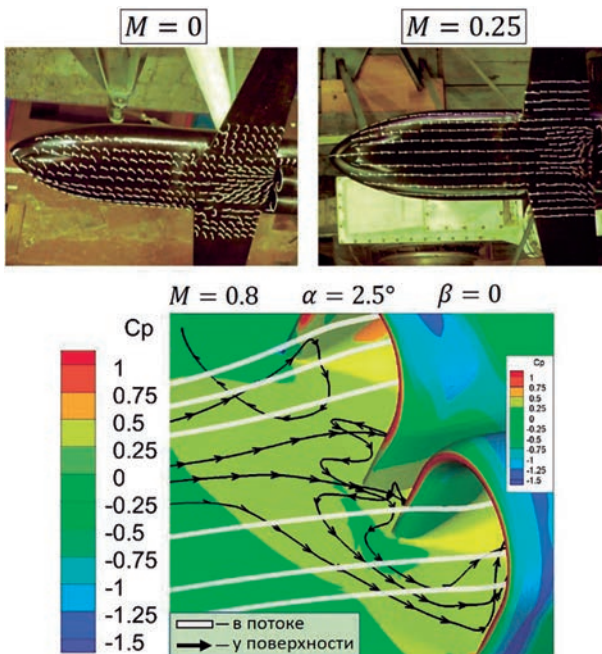


Рис. 11. Картина течения на входе в ВЗУ с номинальным расходом воздуха через основное ВЗУ (верхнее на фотографиях и нижнее на расчетной схеме поля течения) и уменьшенным расходом через вспомогательное ВЗУ (нижнее на фотографиях и верхнее на расчетной схеме поля течения)



Рис. 12. Фотография модели варианта компоновки с перегородкой между ВЗУ

модели для испытаний с перегородкой приведена на рис. 12.

Перегородка перед ВЗУ препятствует перетеканию потока с пониженным полным давлением от ВЗУ, работающего с уменьшенным расходом воздуха, к соседнему ВЗУ и ослабляет отрицательное взаимовлияние. Эффективность использования варианта с перегородкой проиллюстрирована для одного из режимов на рис. 13 графиками зависимостей коэффициента $v_{осн}$ от параметра $q(\lambda)_{всп}$ и материалами расчетных исследований. Видно, что перегородка уменьшила перетекание завихренного потока от вспомогательного ВЗУ и улучшила параметры потока на входе в основное ВЗУ.

Пунктирными линиями на графиках отмечены участки зависимостей с неустойчивыми режимами работы ВЗУ, на которых в испытаниях зафиксиро-

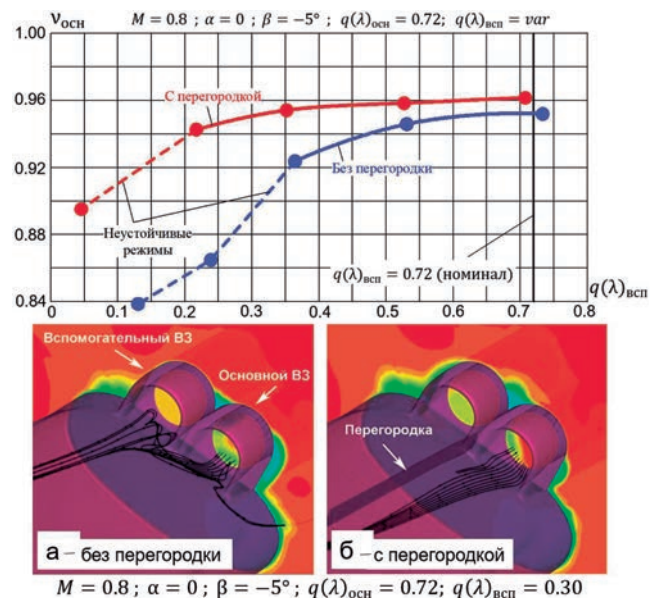


Рис. 13. Влияние перегородки между ВЗУ на зависимости $v_{осн}$ от удельного приведенного расхода воздуха через канал вспомогательного ВЗУ $q(\lambda)_{всп}$ (основное ВЗУ – в подветренном положении, вспомогательное ВЗУ – в наветренном положении) и сравнение полей течения

вано существенное ухудшение характеристик. Установка перегородки между ВЗУ позволила повысить значения коэффициента $v_{осн}$ номинально работающего ВЗУ и расширить диапазон его устойчивой работы (диапазон допустимого уменьшения параметра $q(\lambda)_{всп}$ вспомогательного ВЗУ без нарушения номинальной работы основного ВЗУ).

К ослаблению отрицательного взаимовлияния ВЗУ также приводит введение скошенности плоскостей входов в ВЗУ. Схемы исследованных вариантов входных частей ВЗУ с исходным (прямым) и скошенным входом приведены на рис. 14. Сравнение полученных в испытаниях характеристик этих вариантов ВЗУ для режима полета с высокой степенью отрицательного взаимовлияния ВЗУ ($M = 0,8; \alpha = 0$, подветренное положение основного ВЗУ с $\beta = -5^\circ$) приведено на рис. 15.

Показано, что вариант ВЗУ со скошенным входом позволяет ослабить отрицательное взаимовлияние ВЗУ и улучшить характеристики номинально работающего ВЗУ (вырос коэффициент $v_{осн}$ уменьшится параметр $W_{осн}$ и расширился диапазон сохранения устойчивой работы основного ВЗУ при уменьшении $q(\lambda)_{всп}$. Одновременное использование скошенного входа ВЗУ и перегородки позволяет еще немного улучшить характеристики ВЗУ на режимах их взаимовлияния.

Особенности работы воздухозаборников силовой установки в компоновках самолета «высокоплан» и «низкоплан»

Расчетные поля локальных значений коэффициента восстановления полного давления $v_{лок}$ на

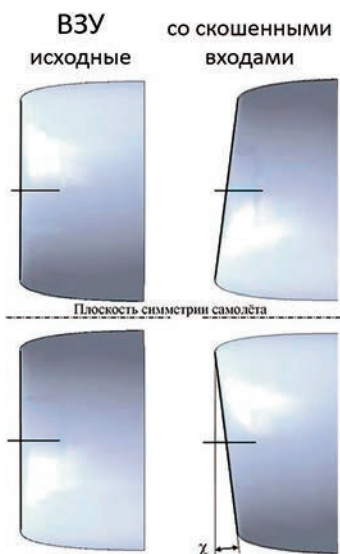


Рис. 14. Схемы исследованных вариантов входных частей ВЗУ с исходным (прямым) и со скошенным входом ($\chi = 7,2^\circ$)

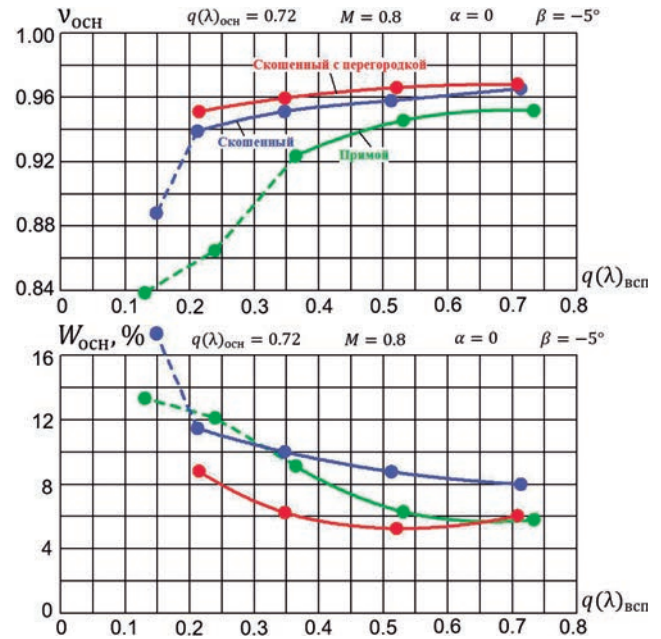


Рис. 15. Влияние скошенности входной части и перегородки между ВЗУ на зависимости коэффициента $v_{осн}$ и параметра $W_{осн}$ от $q(\lambda)_{всп}$

режиме полета $M = 0,8$ на угле атаки $\alpha = 2,5^\circ$ без скольжения ($\beta = 0$) приведены на рис. 16.

Компоновка «низкоплан» является более благоприятной для обеспечения необходимых условий работы ВЗУ, что объясняется более интенсивным перетеканием части нарощего пограничного слоя вниз по фюзеляжу из района расположения входов ВЗУ. В связи с этим величина подходящей к ВЗУ части пограничного слоя с низким полным давлением для варианта «низкоплан» получается меньше, чем для варианта «высокоплан». Видно, что пограничный слой сдувается вниз за счет образующегося на боковой поверхности фюзеляжа вихревого течения, след которого показан внизу

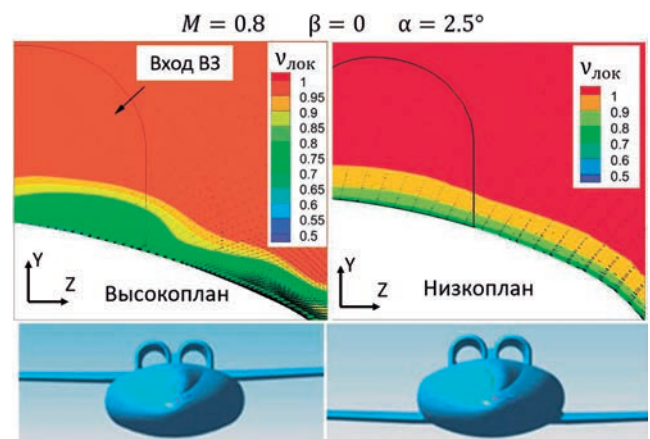


Рис. 16. Поля значений $v_{лок}$ в плоскости входа в ВЗУ

с правой стороны рис. 16. Нагляднее положительный эффект сдува пограничного слоя показан на рис. 17 при угле атаки $\alpha = 10^\circ$.

Сравнение расчетных зависимостей от угла атаки α осредненных значений коэффициента восстановления полного давления ν по плоскости входа ВЗУ для вариантов «высокоплан» и «низкоплан» приведено на рис. 18 при $M = 0,8$ и $\beta = 0$. Следствием более интенсивного отвода от ВЗУ части пограничного слоя фюзеляжа для низкоплана является существенное повышение коэффициента ν на режимах полета с крейсерскими углами атаки ($\alpha \approx 2,5 \div 4^\circ$).

Исследованием влияния отбора пограничного слоя на характеристики двигателя также активно занимаются за рубежом. В статье [20] представлены численные и экспериментальные результаты испытаний двигателя с отбором пограничного слоя, при которых с применением многостороннего подхода к анализу интегрированной схемы «воздухозаборник–вентилятор» использовались неравномерность потока воздуха и аэромеханика, в том числе усталость при большом числе циклов нагружения.

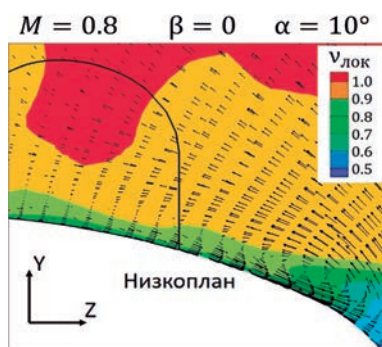


Рис. 17. Поле значений локального коэффициента восстановления полного давления $\nu_{\text{лок}}$ в плоскости входа в ВЗУ при компоновке «низкоплан»

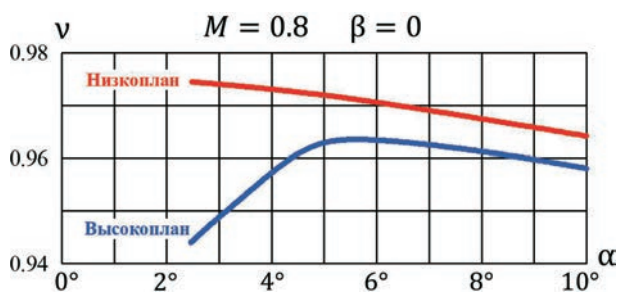


Рис. 18. Сравнение зависимостей коэффициента восстановления полного давления ν от угла атаки α значений осредненного по площади входа ВЗУ для компоновки самолета «высокоплан» и «низкоплан»

Выводы

1. Характеристики ВЗУ в компоновке на верхней поверхности фюзеляжа на основных режимах полета при номинальных режимах работы двигателей при числах $0,1 \leq M \leq 0,4$ находятся на уровне типовых значений для традиционных компоновок с расположением двигателей в мотогондолах на пилонах под крылом. С ростом числа M значение коэффициента ν уменьшается, и при $M = 0,8$ снижение полученных в испытаниях значений ν достигает $\Delta\nu \approx 2 \div 4\%$ по сравнению с классической подкрыльевой компоновкой ЛА.

2. Выявлены эффекты взаимовлияния пакетного ВЗУ при нарушении номинальной работы одного из двигателей с уменьшением расхода воздуха через ВЗУ. При уменьшении расхода с $q(\lambda)_{\text{всп}} = 0,72$ до $q(\lambda)_{\text{всп}} \sim 0,2$ через один воздухозаборник во втором воздухозаборнике, постоянно работающем с номинальным расходом $q(\lambda)_{\text{осн}} = 0,72$, средний коэффициент восстановления полного давления снижается на величину $\Delta\nu \approx 1,3 - 2\%$ при $M = 0,8$. Установка пластины-перегородки и/или скошенность входа в канал позволяют ослабить отрицательное взаимовлияние ВЗУ СУ.

3. Улучшение характеристик ВЗУ СУ может быть обеспечено путем выбора аэродинамической компоновки ЛА «низкоплан».

Список источников

1. Шулекин В.Т. О механизме попадания посторонних предметов на вход двигателей при посадке воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 161. С. 97–102.
2. Архипов А.В., Ашмарин Д.В., Горбунов А.А. Вечна ли монополия традиционной схемы транспортного самолета? // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 11. С. 39–46.
3. Болсуновский А.Л., Бондарев А.В., Гуревич Б.И. и др. Разработка и анализ концепций гражданского самолета, использующих принципы интеграции // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 49–63.
4. Чевагин А.Ф. Аэродинамика силовых установок для перспективных малолетных воздушных судов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 11. С. 50–59.
5. Архипов А.В. Где вы, самолеты пятого поколения? // Крылья Родины. 2003. № 11. С. 3–10.
6. Оссовский А.Е., Свириденко Ю.Н. О расчете влияния силовой установки на обтекание крыла трансзвуковым потоком // Ученые записки ЦАГИ. 1989. Т. XX. № 1. С. 103–107.
7. Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Хорева Е.А. Анализ концепции распределенной силовой установки с механическим приводом вентиляторов при интегра-

- ции с летательным аппаратом типа «летающее крыло» // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 96–109.
8. Анисимов К.С., Кажан Е.В., Курсаков И.А. и др. Разработка облика самолета с использованием высокоточных методов вычислительной аэродинамики и оптимизации // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 7–19.
9. Васильев В.И., Лаврухин Г.Н., Лазарев В.В., Носков Г.П., Тальзин В.А. Экспериментальное исследование характеристик интегральной силовой установки самолета типа «летающее крыло» // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 3. С. 45–52.
10. Ивановский А.К., Кажан Е.В., Коротков Ю.В. Исследования по снижению степени взаимовлияния воздухозаборников ТРДД в надфюзеляжной компоновке силовой установки // Материалы XXX научно-технической конференции по аэродинамике (25–26 апреля 2019; п. Володарского): Сборник трудов. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2019. С. 125–126.
11. Панов С.Ю., Ковалев А.В., Айсин А.К., Ачекин А.А. Влияние расположения воздухозаборников летательных аппаратов на интенсивность вихреобразования // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 110–119.
12. Босняков С.М., Власенко В.В., Енгулатова М.Ф. и др. Промышленные солверы пакета EWT-ЦАГИ и их верификация на серии стандартных тестов // Труды ЦАГИ. 2015. № 2735. С. 50–89.
13. Босняков С.М. Концепция программного продукта EWT-ЦАГИ и основные этапы ее развития // Труды ЦАГИ, 2007. № 2671. С. 3–19.
14. Колган В.П. Применение принципа минимальных значений производной к построению конечно-разностных схем для расчета разрывных решений газовой динамики // Ученые записки ЦАГИ. 1972. Т. III. № 6. С. 68–77.
15. Нгуен В.Х. Применение граничного условия «активный диск» к расчету неоднородного потока в воздухозаборнике современных турбореактивных двухконтурных двигателей // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 8. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-8-1909
16. Воронич И.В., Нгуен В.Х. Применение граничных условий «активный диск» в расчетном исследовании аэродинамической интерференции двигателя и планера пассажирского самолета // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 2(98). DOI: 10.18698/2308-6033-2020-2-1956
17. Ивановский М.А., Третьяков В.Ф., Злобин В.И. и др. Использование численных методов при разработке дозвуковых туннельных воздухозаборников // Вестник РГТА им. П.А. Соловьева. 2013. № 4(27). С. 3–9.
18. Пахомов С.В. Моделирование пространственных вихревых течений воздушного потока на входе в воздухозаборник самолета // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2013. № 2(38). С. 91–98.
19. Васильев В.И., Ивановский А.К., Павлюков Е.В., Соколов В.Д. Аэродинамика воздухозаборников и сопл маневренных самолетов // Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. М.: Изд-во РАН, 2016. С. 227–267.
20. Arend D.J., Wolter J.D., Hirt S.M. et al. Experimental Evaluation of an Embedded Boundary Layer Ingesting Propulsor for Highly Efficient Subsonic Cruise Aircraft // 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (10–12 July 2017; Atlanta, GA). DOI: 10.2514/6.2017-5041

References

1. Shulekin V.T. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2010, no. 161, pp. 97–102.
2. Arkhipov A.V., Ashmarin D.V., Gorbunov A.A. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2020, no. 11, pp. 39–46.
3. Bolsunovskii A.L., Bondarev A.V., Gurevich B.I. et al. Development and analysis of civil aircraft concepts employing integration principles. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 49–63.
4. Chevagin A.F. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2018, no. 11, pp. 50–59.
5. Arkhipov A.V. *Kryl'ya Rodiny*, 2003, no. 11, pp. 3–10.
6. Ossovskii A.E., Sviridenko Yu.N. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1989, vol. XX, no. 1, pp. 103–107.
7. Ezrokhi Y.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Khoreva E.A. Analysis of a concept of the distributed power plant with mechanical fans drive while integration with a “flying wing” type flying vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 96–109.
8. Anisimov K.S., Kazhan E.V., Kursakov I.A. et al. Aircraft layout design employing high-precision methods of computational aerodynamics and optimization. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 7–19.
9. Vasil'ev V.I., Lavrukhin G.N., Lazarev V.V. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2014, vol. XLV, no. 3, pp. 45–52.
10. Ivanyushkin A.K., Kazhan E.V., Korotkov Yu.V. *Materialy XXX Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (25–26 April 2019; p. Volodarskogo)*. Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2019, pp. 125–126.
11. Panov S.Y., Kovalev A.V., Aisin A.K., Aчекин A.A. Aircraft air intakes location impact on vortex formation intensity. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 110–119.
12. Bosnyakov S.M., Vlasenko V.V., Engulatova M.F. et al. *Trudy TsAGI*, 2015, no. 2735, pp. 50–89.
13. Bosnyakov S.M. *Trudy TsAGI*, 2007, no. 2671, pp. 3–19.

14. Kolgan V.P. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1972, vol. III, no. 6, pp. 68-77.
15. Nguen V.Kh. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2019, no. 8. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-8-1909
16. Voronich I.V., Nguen V.Kh. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2020, no. 2(98). DOI: 10.18698/2308-6033-2020-2-1956
17. Ivan'kin M.A., Tret'yakov V.F., Zlobin V.I. et al. *Vestnik RGATA im. P.A. Solov'eva*, 2013, no. 4(27), pp. 3-9.
18. Pakhomov S.V. *Sovremennye tekhnologii. Sistemnyi analiz. Modelirovanie*, 2013, no. 2(38), pp. 91-98.
19. Vasil'ev V.I., Ivanyushkin A.K., Pavlyukov E.V., Sokolov V.D. *Aerodinamika, ustoychivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov* (Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft), Moscow, RAN, 2016, pp. 227-267.
20. Arend D.J., Wolter J.D., Hirt S.M. et al. Experimental Evaluation of an Embedded Boundary Layer Ingesting Propulsor for Highly Efficient Subsonic Cruise Aircraft. *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (10-12 July 2017; Atlanta, GA)*. DOI: 10.2514/6.2017-5041

Статья поступила в редакцию 10.07.2023; одобрена после рецензирования 27.09.2023; принята к публикации 29.09.2023.

The article was submitted on 10.07.2023; approved after reviewing on 27.09.2023; accepted for publication on 29.09.2023.