

УДК: 621.45.018.2

OECD: 02.03.AI

Разработка конструкции входного устройства для проведения стендовых акустических испытаний двигателей для гражданских самолетов

Пятунин К.Р.^{1*}, Добровольский И.С.², Давыдов А.А.³¹Начальник конструкторского отдела систем инженерного анализа,²Начальник бригады аэродинамики акустики и динамической прочности,³Конструктор-стажер^{1,2,3}ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск, РФ

Аннотация

Обеспечение соответствия требованиям национальных и международных экологических стандартов является важной задачей при создании гражданских самолетов. Испытания по определению уровня шума на местности в рамках сертификации или одобрения главного изменения к сертификату типа воздушного судна являются важным этапом программы летных испытаний, и, фактически, ставит вопросы снижения шума на один уровень с вопросами по обеспечению безопасности полетов. Задача снижения шума остро стоит не только перед разработчиком самолета, но также и перед разработчиками двигателей. Технические решения по снижению шума двигателя закладываются в конструкцию на самых ранних этапах и, во многом, определяют облик двигателя. Оценка эффективности данных решений должна быть выполнена как можно раньше и максимально корректно. В данной статье представлены результаты анализа течения воздуха в воздухозаборнике авиационного двигателя в условиях полета и стендовых испытаний. Показаны различия в структуре потока, которые могут оказать влияние на распространение акустических волн в канале вентилятора. Предложена конструкция стендового воздухозаборника, позволяющая исключить влияние входных условий на результаты стендовых испытаний.

Ключевые слова: акустические испытания, самолет, двигатель, испытательный стенд, входное устройство.

Development of air intake design for civil aircraft engine acoustic test

Pyatunin K.R.^{1*}, Dobrovolskii I.S.², Davydov A.A.³¹Head of CAE department,²Head of aerodynamic, acoustic and dynamic strength team,³Trainee Designer^{1,2,3}PJSC «UEC-Saturn», Rybinsk, Russia

Abstract

Confirmation of compliance with the requirements of national and international environmental standards is an important task in the civil aircraft development. The process of determining the noise level on the ground as part of certification or approval of a major change to an aircraft certificate is an important stage of the flight test program, and, in fact, puts noise reduction issues on the same level as flight safety issues. The task of noise reduction is acute not only for the aircraft developer, but also for the developers of engines.

*E-mail: pyatunin_kr@uec-saturn.ru (Пятунин К.Р.)

Technical solutions for reducing engine noise, realized in the engine design at the earliest stages and, in many ways, determine the engine architecture. Evaluation of the effectiveness of these measures should be carried out as early and as correctly as possible. This article presents the results of an analysis of the air flow in the intake of an aircraft engine in the flight and test bench conditions. The differences in the flow structure that can affect the propagation of acoustic waves are shown. The design of a bench intake is proposed to avoid the influence of ground test conditions on the test results.

Keywords: *acoustic test, aircraft, engine, test bench, intake.*

Введение

Несмотря на то, что требования стандарта ИКАО к допустимому уровню шума на местности предъявляются к конструкции воздушного судна в целом и не применяются к его отдельным компонентам, исследования генерации и распространения шума и вклада отдельных элементов планера и силовой установки в общий уровень шума проводятся на регулярной основе. Так одним из видов инженерных, либо сертификационных испытаний двигателей для гражданских самолетов является испытание по определению уровня шума на открытом стенде. На основе результатов данных испытаний может быть выполнена как расчетная оценка уровня шума самолета в контрольных точках на взлетно-посадочной траектории, так и оценка эффективности мероприятий, внедренных в конструкцию двигателя с целью снижения его шума.

Учитывая различия в условиях проведения летных и наземных испытаний, необходимо обеспечить максимальное подобие не только основных термогазодинамических процессов в двигателе, но и процессов генерации и распространения шума.

В авиационных двигателях со средней или высокой степенью двухконтурности значительный вклад в общий уровень шума вносит ступень вентилятора. Именно на снижение шума вентилятора направлены основные усилия при акустическом проектировании двигателей. Механизмы генерации шума в ступени вентилятора, его распространения во входном и выходном каналах, а также его излучение в дальнее поле из воздухозаборника и выходного устройства изучены достаточно хорошо, что позволяет сформировать детальные требования к проведению стендовых измерений шума. Данные требования, например, описаны в ОСТ 1 00036-84 «Двигатели газотурбинные и силовые установки. Акустические характеристики и методы их измерения» [1]. Требования данного ОСТ определяют применение типового лемнискатного воздухозаборника для измерений шума, что позволяет сформировать акустическое свидетельство на двигатель без его привязки к конкретному самолету.

Обратим внимание, что при использовании двигателя на разных самолетах величина потребной тяги, число оборотов вентилятора и другие газодинамические параметры будут отличаться, что приводит к необходимости при стендовых испытаниях подбора режимов работы двигателя с учетом требуемых характеристик самолета на взлетно-посадочной траектории. Данный вопрос в статье не рассматривается, т.к. он связан с решением другой задачи по обеспечению соответствия результатов стендовых испытаний условиям полета, а именно задачи обеспечения газодинамического подобия.

Учитывая возможность применения двигателя на разных типах самолетов, что подразумевает различия в конструктивном исполнении мотогондолы, а, следовательно, и отличия конфигурации воздухозаборника от типового стендового входного устройства, целесообразно определить влияние данных отличий на условия распространения шума во входном канале вентилятора и разработать способы повышения достоверности

результатов испытаний.

Методики проведения стендовых испытаний, позволяющие использовать их результаты, в процедурах ИКАО по нормированию шума самолетов на местности указаны в техническом руководстве 9501 Приложения 16. Том 1 стандарта ICAO [2]. Данное руководство требует обеспечения подобия условий распространений шума ударных волн и высокой степени однородности потока в канале вентилятора, чего возможно добиться только посредством специальной конструкции воздухозаборника.

1. Особенности генерации шума в ступени вентилятора и его излучения через воздухозаборник двигателя

Вентиляторы современных авиационных двигателей имеют достаточно сложную пространственную конфигурацию лопаток рабочего колеса и спрямляющего аппарата, что обуславливает достаточно сложную структуру акустического поля, генерируемого различными аэродинамическими явлениями в ступени (рисунок 1). Вращение лопаток рабочего колеса, генерация турбулентных структур в радиальном зазоре над лопатками, в закрученных следах за лопатками, а также на стенках канала вентилятора и взаимодействие этих структур с лопатками статора (ротор-статор взаимодействие) являются основными источниками тонального и широкополосного шума. Наличие вращающихся скачков уплотнения на высоких режимах работы двигателя значительно увеличивает интенсивность тонального шума, излучаемого в переднюю полусферу [3, 4]. При этом из-за нелинейного характера распространения ударных волн вдоль канала воздухозаборника их амплитуда сильно снижается [5], и поэтому для повышения точности в статических испытаниях двигателя необходимо воспроизводить длину самолетного воздухозаборника.

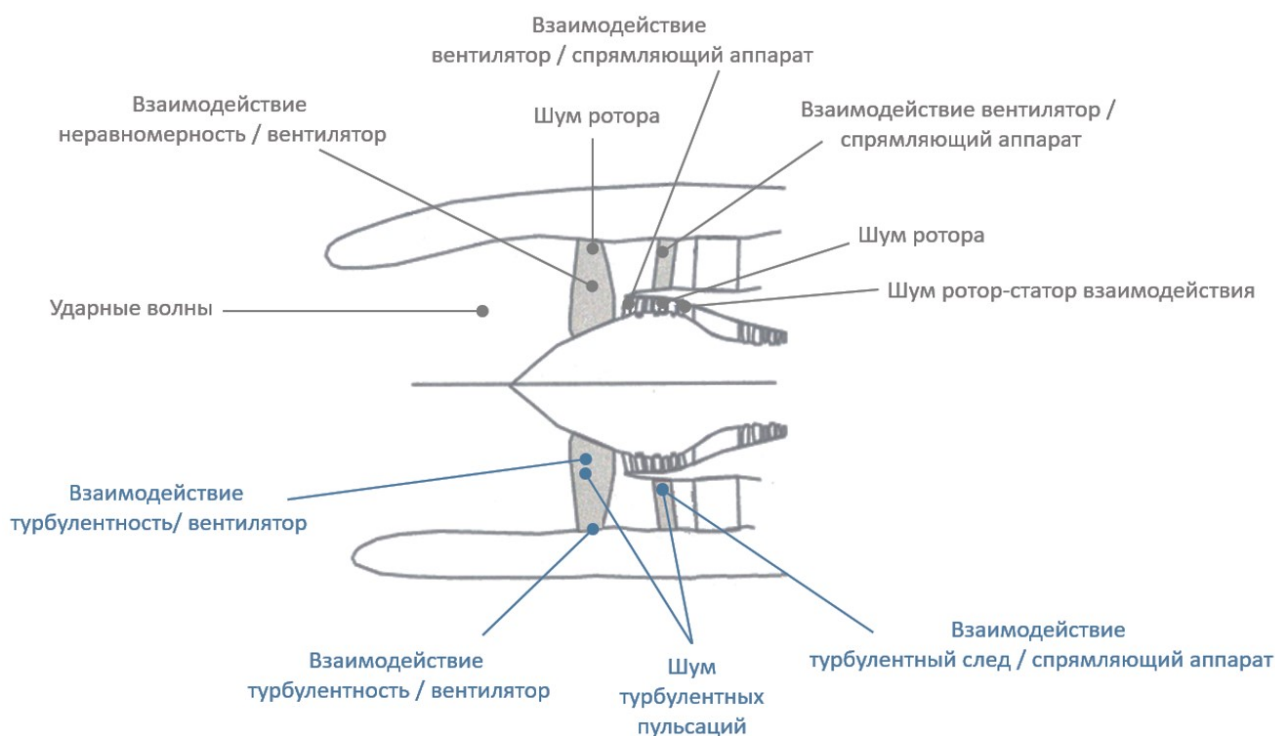


Рис. 1. Основные источники шума в вентиляторе

Для анализа акустических пульсаций в каналах вентилятора широко применяется теория о распространении звуковых волн в кольцевых или цилиндрических каналах турбомашин. Звуковые волны в таких каналах распространяются в виде суперпозиции

простейших форм колебаний (звуковых мод), которые характеризуются азимутальным числом (количеством узловых диаметров) и радиальным числом (количеством узловых окружностей). Примеры таких акустических мод показаны на рисунке 2.

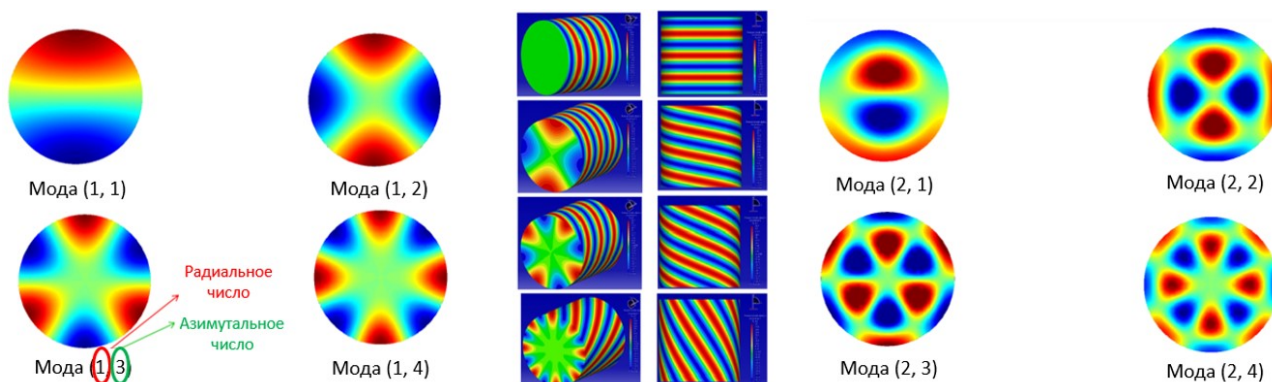


Рис. 2. Примеры форм акустических мод в канале вентилятора

Для адекватного воспроизведения перечисленных выше сложных явлений во время стендовых испытаний требуется учесть максимальное количество факторов, которые реализуются в полете самолета, а именно: эффекты рефракции звука в неоднородном поле скоростей в воздухозаборнике, включая эффект отражения звука от открытого конца воздухозаборника обратно в канал [6-9], нарастание пограничного слоя на стенках воздухозаборника и его влияние на распространение звуковых мод по тракту воздухозаборника [10], влияние длины и геометрического поджатия канала воздухозаборника [5, 9] и др.

2. Особенности течения воздуха в штатном входном устройстве авиационного двигателя гражданского назначения

Экспериментальное определение уровня шума на местности, создаваемого воздушным судном, выполняются в рамках инженерных или сертификационных испытаний с двигателем, максимально приближенным к типовой конструкции, а также штатной мотогондолой (рисунок 3).



Рис. 3. Общий вид мотогондолы авиационного двигателя

Воздухозаборники для данных двигателей спроектированы с учетом обеспечения требуемых аэродинамических характеристик, таких как низкий уровень потерь

полного давления, низкий уровень неравномерности потока перед вентилятором на всех эксплуатационных режимах.

Поле чисел Маха на режимах взлета, набора высоты и посадки, полученное с помощью компьютерного моделирования методом RANS, а также линии тока представлены на рисунке 4.

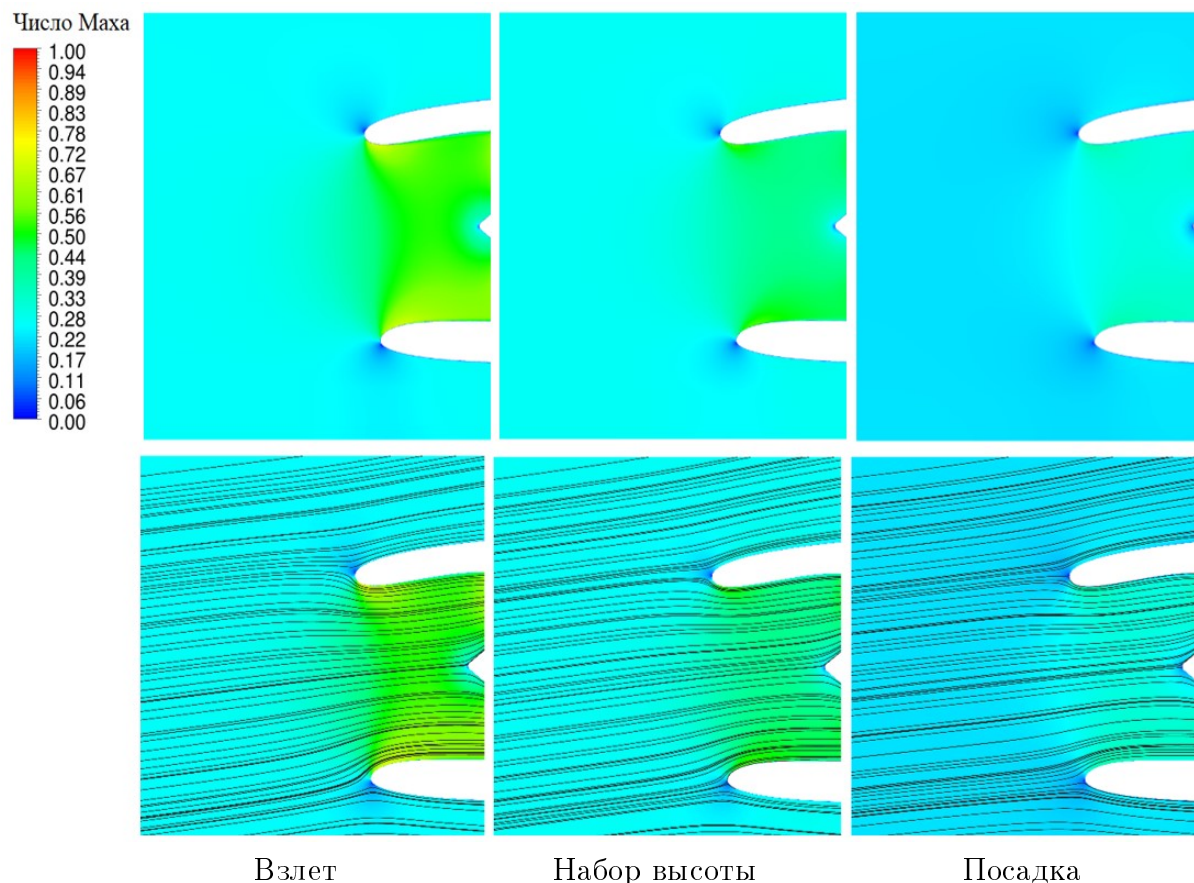


Рис. 4. Поле чисел Маха в продольном сечении канала воздухозаборника в условиях полета

Как видно, наибольшую неравномерность имеет поле чисел Маха, реализуемое на взлетном режиме, что обусловлено обтеканием губы воздухозаборника. Кроме того, видно различие в толщине пограничного слоя на стенках канала, что оказывает влияние на распространение акустических волн от вентилятора и процесс взаимодействия турбулентных пульсаций в пограничном слое с лопатками. В работах разных авторов, связанных с исследованием генерации шума в ступени вентилятора, в том числе в работе [11] отмечалось, что на взлетном режиме возможно возникновение ударных волн перед входными кромками лопаток вентилятора. В данном случае ударные волны могут быть доминирующим источником шума, поэтому при проведении стендовых испытаний изменение условий распространения ударных волн и вызываемых ими акустических возмущений может привести к некорректным результатам измерений.

Рассмотрим течение в штатном входном устройстве двигателя при его работе в условиях испытаний на открытом стенде. Поле чисел Маха для данных условий представлено на рисунке 5.

По результатам моделирования видно, что в условиях стенда при отсутствии набегающего потока точка натекания потока на губу воздухозаборника отсутствует, а всасывание воздуха происходит со всех направлений, что и оказывает влияние на

параметры обтекания криволинейной поверхности губы.

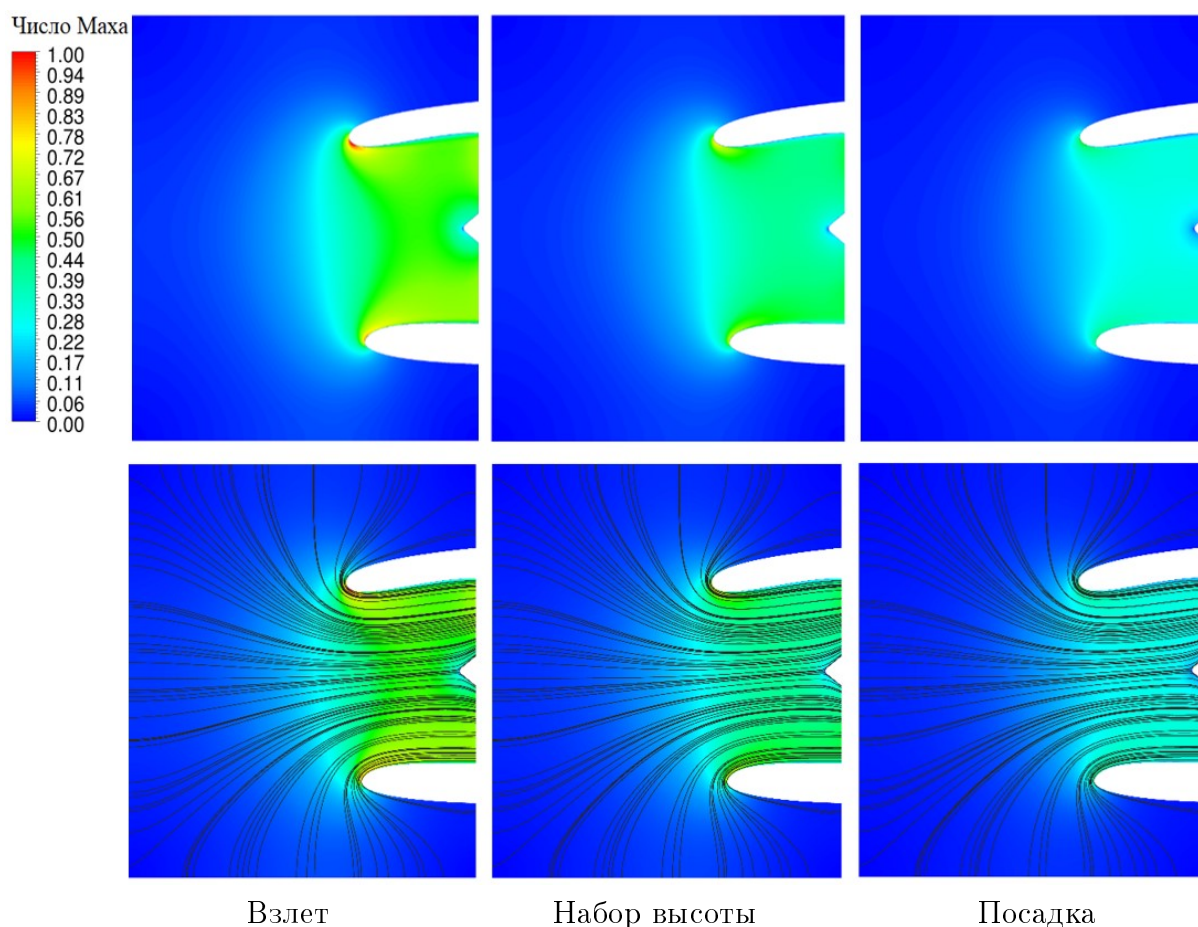


Рис. 5. Поле чисел Маха в продольном сечении канала воздухозаборника в условиях стендовых испытаний

Наиболее близкое к полетным условиям поле течения имеет место на режиме посадки. На режимах взлета и набора высоты при отсутствии набегающего потока течение в воздухозаборнике имеет существенное отличие от полетных условий как по величине чисел Маха, так и по толщине пограничного слоя. Особенно следует отметить наличие областей со сверхзвуковой скоростью вблизи губы воздухозаборника. Очевидно, что акустические возмущения, распространяющиеся от вентилятора вдоль стенок канала против потока, не смогут преодолеть данные высокоскоростные области, что приведет к их отражению и последующему затуханию. Это означает, что часть акустических мод, которые излучаются из воздухозаборника в условиях летных испытаний, в условиях стенда распространяться не будут, что приведет к некорректным результатам испытаний.

Учитывая наличие в канале воздухозаборника звукопоглощающих конструкций, применение штатного воздухозаборника для стендовых испытаний может привести к неверной оценке их эффективности и внедрению необоснованных конструктивных мероприятий по их доводке.

3. Разработка специального входного устройства

Отечественные и международные нормативные документы содержат различные требования в части конфигурации входного устройства для стендовых испытаний. Так, например, в ОСТ 1 00036-84 [1] указана необходимость использования типового воздухозаборника длиной не более, чем два диаметра входного сечения двигателя

и имеющего плавно закругленные входные кромки. Техническое руководство 9501 Приложения 16. Том 1 стандарта ICAO [2] требует при стендовых испытаниях воспроизведения полетных условий, а также всех элементов шумоглушения, если таковые имеются на двигателе.

Учитывая различия в полетных и стендовых условиях, необходимо подобрать такую форму воздухозаборного канала, которая обеспечивала бы подобие летным испытаниям с точки поля скорости, параметров потока вблизи стенок канала, интегральный уровень потерь, а также размещение всех элементов системы шумоглушения и системы управления двигателем. В данной работе выбрано техническое решение, которое позволило сохранить оригинальную форму и конструкцию входного канала воздухозаборника при модификации формы его губы. Это дало возможность использования элементов штатного воздухозаборника для проведения стендовых испытаний при изготовлении входной насадки специальной формы. Реализованные изменения показаны на рисунке 6.

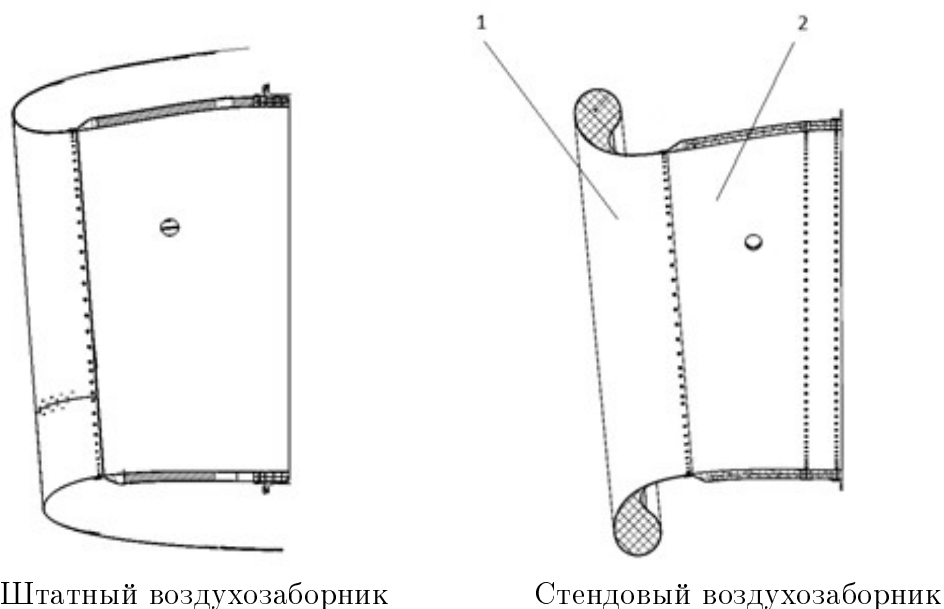


Рис. 6. Модификация конструкции воздухозаборника: 1 – лемниската, 2 – корпус штатного воздухозаборника

Конструкция представляет собой неосесимметричную лемнискатную входную часть (позиция 1), которая устанавливается на фланец корпуса штатного воздухозаборника (позиция 2).

Использование в составе предлагаемого входного устройства штатного корпуса воздухозаборника обеспечивает идентичность условий распространения волн от вентилятора, а также обеспечивает возможность проведения испытаний с установкой штатных звукопоглощающих конструкций (ЗПК) в воздухозаборнике, что в свою очередь исключает необходимость изготовления отдельного комплекта ЗПК для проведения испытаний в случае использования стендового (симметричного) воздухозаборника, определенного по ОСТ 1 00036-84.

4. Исследование течения воздуха в специальном входном устройстве

Рассмотрим результаты компьютерного моделирования течения воздуха в специальном входном устройстве. На рисунке 7 показано поле чисел Маха на взлетном

режиме для условий полета и условий стендовых испытаний. Для сравнения показано поле чисел Маха в штатном воздухозаборнике на режиме взлета в полетных условиях.

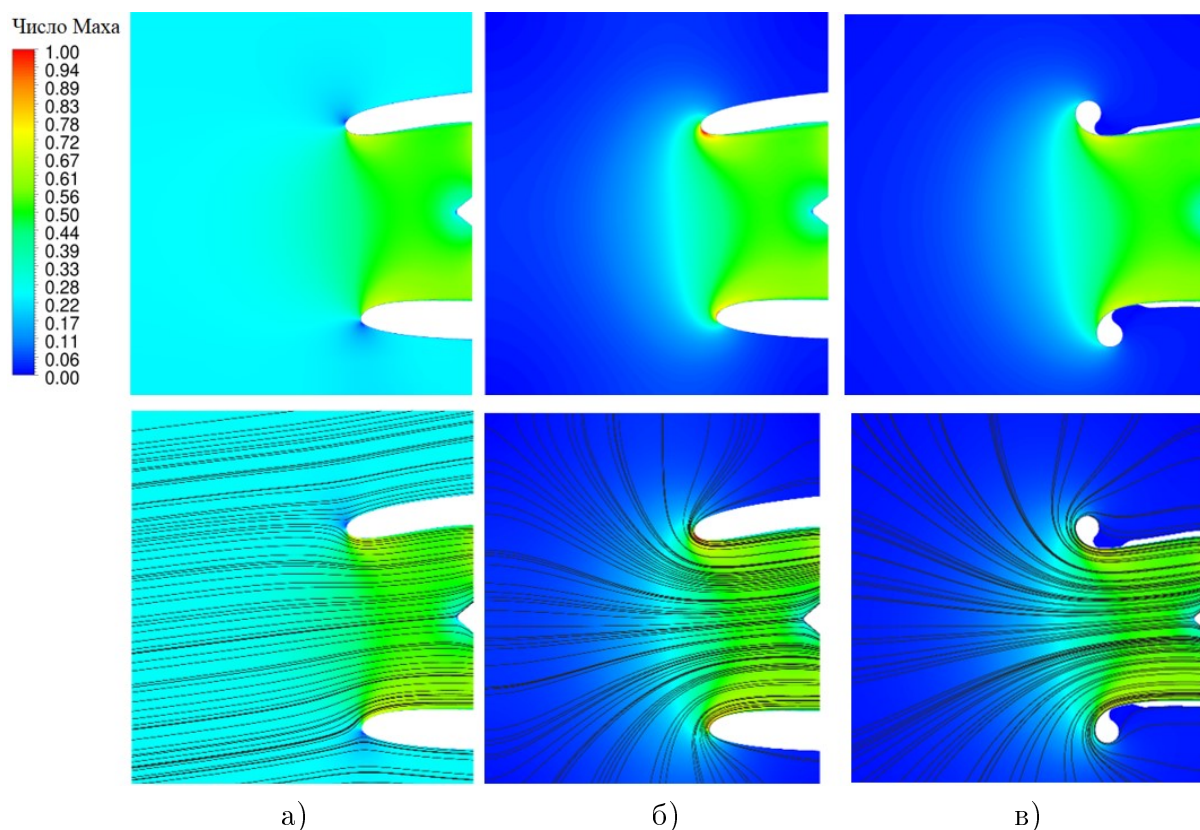


Рис. 7. Поле числе Маха в специальном входном устройстве в сравнении со штатным воздухозаборником (взлетный ежим): а) штатный воздухозаборник в условиях летных испытаний; б) штатный воздухозаборник в условиях стендовых испытаний; в) специальный воздухозаборник в условиях стендовых испытаний

Результаты моделирования показывают, что зоны со сверхзвуковыми скоростями на входной губе, которые имели место при стендовых испытаниях с применением штатного входного устройства в модифицированном входном устройстве отсутствуют. При этом наблюдается идентичное распределение скоростей в канале как на входном участке, так и по всей длине канала. Более подробно сравнение поля скорости в воздухозаборниках двух типов показано на рисунке 8.

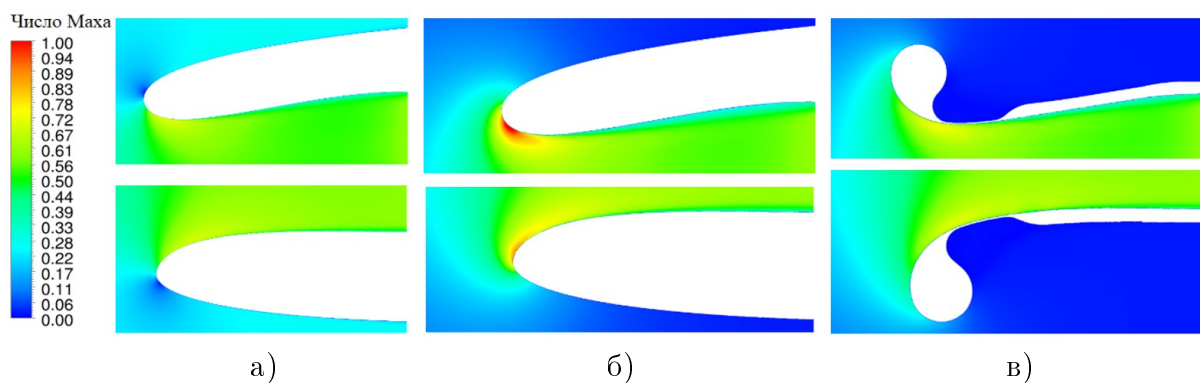


Рис. 8. Поле числе Маха вблизи стенки входного устройства: а) штатный воздухозаборник в условиях летных испытаний; б) штатный воздухозаборник в условиях стендовых испытаний; в) специальный воздухозаборник в условиях стендовых испытаний

Как видно из рисунков, разработанная конструкция скошенного лемнискатного воздухозаборника позволила обеспечить высокую степень однородности потока в воздухозаборнике при сохранении длины и внутренней формы канала самолетного воздухозаборника, а также обеспечить подобие по распределению скорости потока вблизи стенки канала, что отвечает требованиям технического руководства 9501 ИКАО в части методики проведения статических испытаний двигателей.

Заключение

Результаты, представленные в данной работе, подтверждают различия в структуре потока, которые реализуются в полетных и стендовых условиях, что может оказывать влияние на распространение акустических волн во входном канале вентилятора.

В целях минимизации данного влияния и обеспечения условий течения воздуха воздухозаборнике приближенных к условиям летных испытаний предложена конфигурация стендового воздухозаборника, которая позволяет сохранить максимальную унификацию со штатной конструкцией входного устройства, что дает возможность использовать при испытаниях элементы серийной системы шумоглушения и системы управления двигателем, установленные на корпусе воздухозаборника.

Предложенное решение удовлетворяет как требованиям ОСТ 1 00036-84 [1], так и требованиям Приложения 16. Тома 1 стандарта ICAO (doc 9501) [2] в части условий проведения стендовых акустических испытаний.

Результаты данной работы имеют практическую значимость для производителей гражданских авиационных двухконтурных двигателей, выполняющих работы по экспериментальной оценке уровня шума, генерируемого узлами авиационных двигателей, на открытом стенде, а также для разработчиков гражданских самолетов, использующих результаты стендовых испытаний двигателей для расчетной оценки уровня шума в контрольных точках.

Полученные результаты не позволяют определить количественное влияние на процесс распространения акустических мод в канале вентилятора и их излучение из воздухозаборника, однако дополняют работы других авторов в части практической реализации конструкции стендового воздухозаборника, снижающей данное влияние.

Одним из направлений дальнейших исследований в рамках данного направления является расчетная и экспериментальная проверка работоспособности и эффективности предложенной конструкции, применительно к какому-либо типу авиационного двигателя в рамках стендовых испытаний.

Список литературы

1. ОСТ 1 00036-84 Двигатели газотурбинные и силовые установки. Акустические характеристики и методы их измерения.
2. Doc 9501 AN/929 Environmental Technical Manual on the Use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft.
3. Шур М.Л., Стрелец М.Х., Травин А.К. Применение зонного RANS-LES подхода к расчету шума вентилятора двухконтурных турбореактивных авиадвигателей// 10-я российская конференция Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике. Сборник трудов. - 2024. - С. 55-59.
4. Envia E., Wilson A.G., Huff D.L. Fan Noise: A Challenge to CAA//Int. J. CFD, v. 18. - 2004. - P. 471-480.

5. Юдин М.А., Копьев В.Ф., Чернышев С.А., Фараносов Г.А., Демьянов М.А., Бычков О.П. Об эволюции системы ударных волн, создаваемых лопатками вентилятора двигателя // Акустический журнал. - 2024, - Т. 70, № 3. - С. 47-57.
6. Tam C.K.W., Parrish S.A., Envia E., Chien E.W. Physics of Acoustic Radiation from Jet Engine Inlets. AIAA Paper 2012-2242.
7. Копьев В.Ф., Остриков Н.Н., Яковец М.А., Ипатов М.С., Кругляева А.Е., Сидоров С.Ю. Излучение звука из открытого конца канала, моделирующего воздухозаборник авиадвигателя в статических условиях и в потоке // Акустический журнал. - 2019, - Т. 65, № 1. - С. 59-73.
8. Остриков Н.Н., Яковец М.А., Ипатов М.С., Панкратов И.В. Валидация метода определения модального состава тонального звукового поля в цилиндрическом канале на основе синхронных измерений в канале и дальнем поле при отсутствии потока // Акустический журнал. - 2023. - Т. 69, № 2. - С. 216-229.
9. Башкатов В.В., Остриков Н.Н., Яковец М.А. Исследование влияния неоднородности скорости потока вблизи среза канала воздухозаборника на коэффициенты отражения звуковых мод // Акустика среды обитания (АСО-2022): VII Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов (Москва, 26-27 мая 2022 г.): материалы конференции. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022. - С. 21-34.
10. Остриков Н.Н. Асимптотический метод учета влияния пограничного слоя высокоскоростного потока на характеристики распространения звуковых мод в цилиндрическом канале с жесткими стенками // Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки. - 2022. - Т. 506, № 1. - С. 104-112.
11. Пятунин К.Р., Архарова Н.В., Ремизов А.Е. Влияние подхода к моделированию турбулентности на точность прогнозирования уровня шума вентилятора турбореактивного двухконтурного двигателя // Акустический журнал. - 2020. - Т. 66, №6. - С. 1-9.

References

1. OST 1 00036-84 Dvigately Gazoturbinnye I Silovye Ustanovki. Akusticheskie Harakteristiki I Metody Ih Izmereniya.
2. Doc 9501 AN/929 Environmental Technical Manual on the Use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft.
3. Shur M.L., Strelets M.H., Travin A.K. Using of zonal RANS-LES method to modeling of bypass aircraft engine fan noise // proceedings of 10 Russian Conference Numerical Experiment in Aeroacoustics and aerodynamics - 2024. - С. 55-59.
4. Envia E., Wilson A.G., Huff D.L. Fan Noise: A Challenge to CAA // Int. J. CFD, v. 18. - 2004. - P. 471-480.
5. Yudin M.A., Kopiev V.F., Chernyshev S.A., Faranosov G.A., Demyanov M.A., Bychkov O.P. On the evolution of a system of shock waves created by engine fan blades // Acoustical Physics. - 2024. - Vol. 70, № 3. - P. 444-452.
6. Tam C.K.W., Parrish S.A., Envia E., Chien E.W. Physics of Acoustic Radiation from Jet Engine Inlets. AIAA Paper 2012-2242.
7. Kopiev V.F., Ostrikov N.N., Yakovets M.A., Ipatov M.S., Kruglyaeva A.E., Sidorov S.Y. Radiation of sound from the open end of a duct simulating an air inlet under static conditions and in a flow // Acoustical Physics. - 2019. - Vol. 65, N 1. - P. 76-89.
8. Ostrikov N.N., Yakovets M.A., Ipatov I.S., Pankratov I.V. Validation of a Method for Determining the Modal Composition of a Tonal Sound Field in a Cylindrical Duct Based on Synchronous Measurements in the Duct and the Far Field in Absence of Flow // Acoustical Physics. - 2023. - Vol. 69, No. 2. - P. 228-240.

9. Bashkatov V.V., Ostrikov N.N., Yakovets M.A. Investigation of the effect of inhomogeneity of the flow velocity near the open end of the air intake duct on the reflection coefficients of sound modes // Acoustics of the habitat (ASO-2022): VII All-Russian Conference of Young Scientists and Specialists (Moscow, May 26-27, 2022): conference proceedings. M.: Publishing House of Bauman Moscow State Technical University, 2022. - P. 21-34.

10. Ostrikov N.N. An Asymptotic Method for Taking into Account the Influence of the Boundary Layer of a High-Speed Flow on the Propagation Characteristics of Sound Modes in a Cylindrical Duct with Rigid Walls // Doklady Physics. - 2022. - Vol. 506, No 1. - P. 104-112.

11. Pyatunin K.R., Arkharova N.V., Remizov A.E. How the Approach to Simulating Turbulence Influences the Accuracy of Predicting the Noise Level of a Bypass Turbojet Engine Fan//Acoustical Physics. - 2020. - Vol. 66, N 6. - P. 1–9.