

АЭРОНАВИГАЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ / AIR NAVIGATION AND AVIATION EQUIPMENT OPERATION

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45>

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА НА УРОВЕНЬ АКУСТИЧЕСКОЙ МОЩНОСТИ

Научная статья

Епремян А.А.^{1,*}

¹ Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А. Новикова, Санкт-Петербург, Российская Федерация

* Корреспондирующий автор (eaa.k14[at]mail.ru)

Аннотация

В статье проанализированы нормативные документы, регламентирующие уровень акустического воздействия воздушных судов, а также методы оценивания уровня шума. Представлено исследование влияния пяти различных вариантов механизации крыла (без механизации, однощелевой закрылок, двухщелевой закрылок, гибкий закрылок без перехода на крыло, гибкий закрылок с плавным переходом на крыло) на уровень акустической мощности. Показано, что использование современных методик борьбы с шумом, таких как использование гибкого закрылка, существенно снижает уровень акустической мощности, появляющийся от контакта набегающего потока с элементами планера и механизацией самолета. Проанализировано распространение шума в сторону фюзеляжа и в сторону кормы воздушного судна.

Ключевые слова: механизация крыла, уровень шума, численное моделирование.

A STUDY OF THE EFFECT OF DESIGN FEATURES OF WING MECHANIZATION ON ACOUSTIC POWER LEVELS

Research article

Yepremyan A.A.^{1,*}

¹ Saint-Petersburg State University of Civil Aviation, Saint-Petersburg, Russian Federation

* Corresponding author (eaa.k14[at]mail.ru)

Abstract

The article analyses regulatory documents governing the level of acoustic impact of aircraft, as well as methods of noise level evaluation. A study of the influence of five different variants of wing mechanization (without mechanization, single-slotted flap, double-slotted flap, flexible flap without transition to the wing, flexible flap with smooth transition to the wing) on the level of acoustic power is presented. It is shown that the use of modern noise control techniques, such as the use of a flexible flap, significantly reduces the level of acoustic power arising from the contact of the incoming flow with the elements of the airframe and aircraft mechanization. Noise propagation towards the fuselage and aft of the aircraft is analysed.

Keywords: wing mechanization, noise level, numerical modelling.

Введение

Вопросы экологии в последние десятилетия все больше волнуют человечество. Это и радиация, и загрязнение почвы, воды, воздушной среды, продуктов питания. Авиационный шум и выбросы вредных веществ самолетами также ухудшают среду обитания людей, поэтому вопросы снижения шума и связанного с этим улучшения экологической обстановки продолжают оставаться актуальными в настоящее время и станут определяющими для пассажирских самолетов будущего [1], [2].

Методы и принципы исследования

Известно, что шум самолетов на местности ограничивается Стандартом ИКАО. На рисунке 1 представлена тенденция к уменьшению норм шума по стандарту ИКАО.

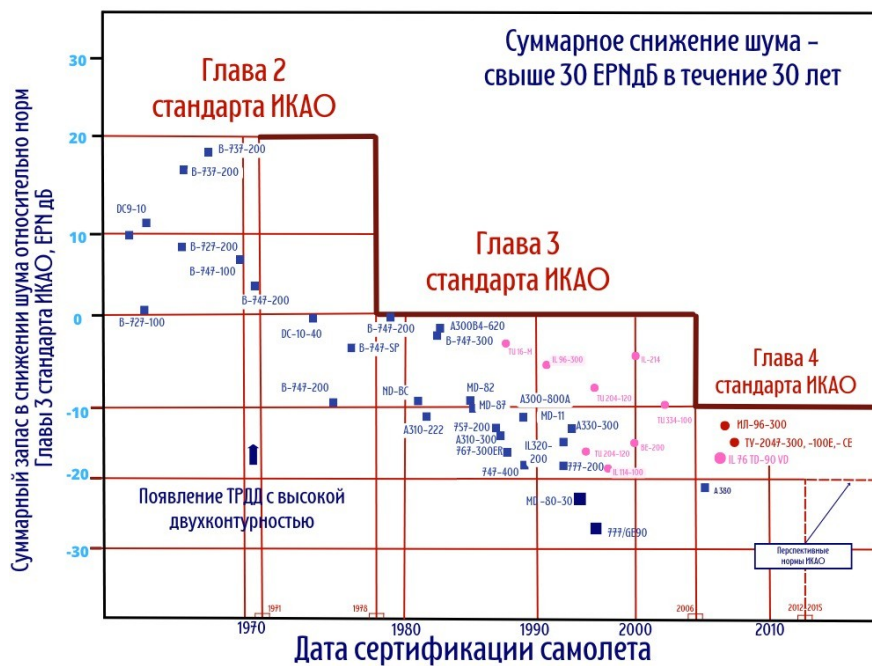


Рисунок 1 - Снижение шума по стандарту ИКАО
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.1>

По нормативным документам, регламентирующим уровень шума для пассажирских реактивных самолетов, оценивание характеристик ведется в трех контрольных точках: сбоку от ВПП и под траекториями взлета и посадки. Схема расположения точек на местности представлена на рисунке 2.

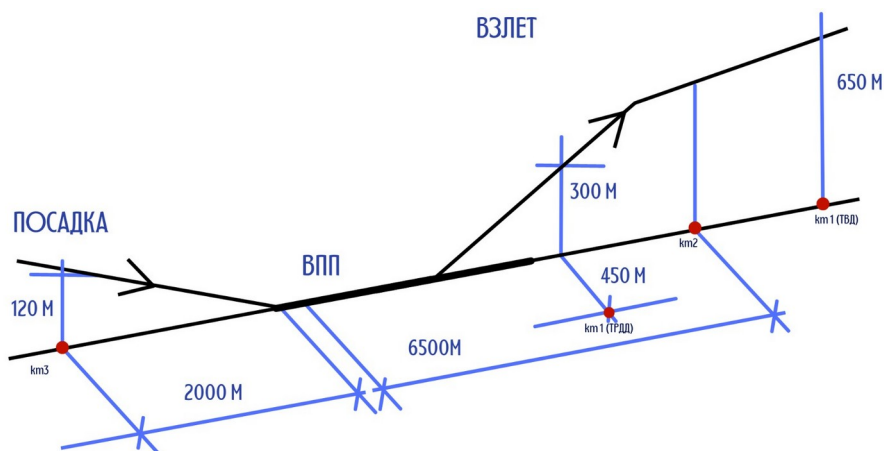


Рисунок 2 - Расположение контрольных точек на местности для измерения уровня шума
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.2>

Первая контрольная точка для самолетов с ТРДД располагается на удалении 450 метров от оси ВПП и на удалении 300 метров от траектории взлета самолета.

Вторая контрольная точка располагается на удалении 6500 метров от линии начала взлетного разбега по оси ВПП.

Третья контрольная точка располагается на удалении 2000 метров от начала ВПП по оси ВПП и на удалении 120 метров от траектории посадки [3].

Отдельные источники излучения шума по принципу суперпозиции формируют общую картину акустического поля самолета. В атмосфере за распространение шума отвечают некоторые моменты, которые изменяют характеристики самолета: движители (реактивные струи), элементы планера (механизация крыла, конструкция выпущенных шасси на взлетно-посадочном режиме), лопаточные машины газотурбинного двигателя [4].

Характеристики устанавливаются путем проведения натурных, летных испытаний с помощью замеров на местности, путем аналитического моделирования, исследования двигателя на стендовом оборудовании и проведения экстраполяции полученных данных на полетные условия самолета [5]. В реальной обстановке полученные данные зависят от множества факторов, по совокупности учета которых можно сделать выводы об акустических показателях самолета. Такие факторы, как: компоновка двигателей, режим полета, положение самолета относительно точки измерения, положение шасси и механизации крыла на момент измерения, спектр акустического излучения и его

направленность, мощность излучения. Так, например, по статистическим данным [6], на новых магистральных самолетах с высокой степенью двухконтурности двигателя доминируют следующие источники шума:

- на режиме взлета – реактивная струя и лопаточные машины двигателя;
- на режиме посадки – планер самолета и лопаточные машины двигателя.

Диаграммы сопоставления шума представлены на рисунках 3, 4.

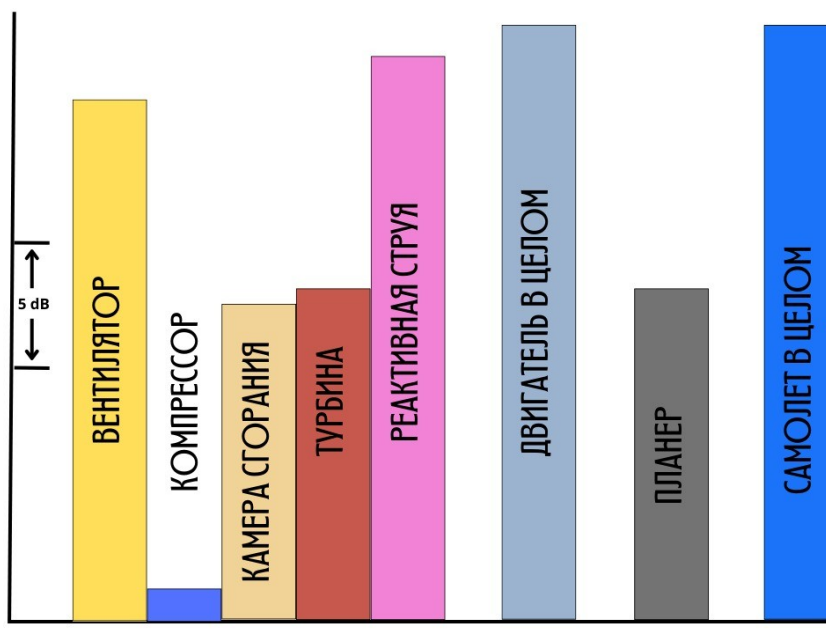


Рисунок 3 - Диаграмма влияния шума от отдельных элементов конструкции магистрального самолета при взлете
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.3>

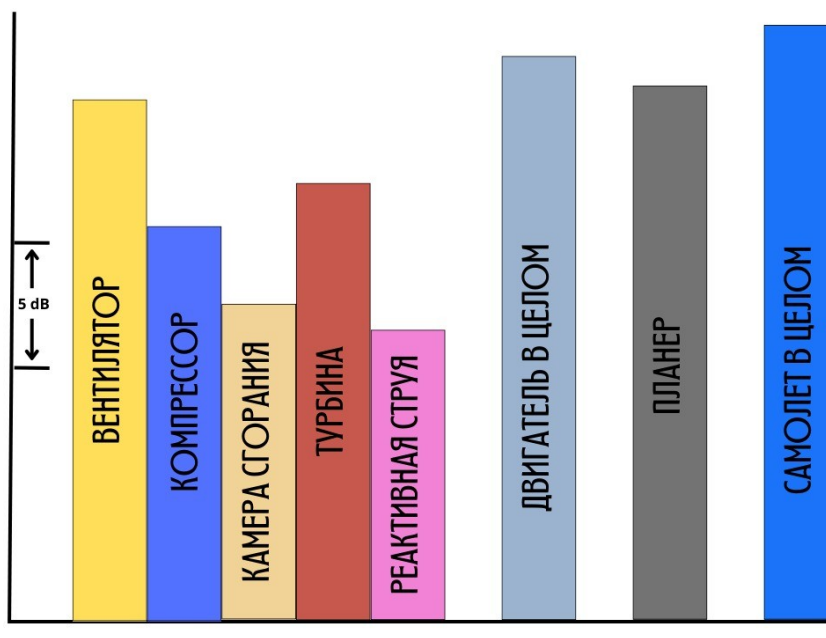


Рисунок 4 - Диаграмма влияния шума от отдельных элементов конструкции магистрального самолета при посадке
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.4>

Реактивная струя является наиболее активным источником шума в современных магистральных дозвуковых самолетах, у которых применена технология шумоподавления силовой установки. На режиме посадки, например, реактивная струя имеет непрерывный по своей частоте спектр и является наиболее интенсивным генератором шума. Также, проблемной зоной являются лопатки двигателей, которые на частотах следования лопаток по рабочей колее

излучают отдельные тона. Для уменьшения основного источника шума в дозвуковом аэростроении применяется ряд мер, таких как: применение шевронов для gondолы двигателя (рисунок 5) [7], [8], использование центрального тела сопла, увеличение степени двухконтурности двигателя и прочие конструктивные изменения, способные снизить уровень шума.



Рисунок 5 - Boeing 787 с применением пилообразных шевронов на двигателе для снижения уровня излучаемого шума
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.5>

Другими, наиболее выделяющимися источниками шума, являются элементы планера самолета, а также выпущенные шасси при заходе на посадку. Так как при посадке создается большой угол отклонения закрылок, проявляется излишнее излучение шума при встрече с элементами планера. Особенно в данной проблеме играют роль щели между планером и закрылком.

Многие ученые мира пытаются решить проблему аэродинамического шума. Так, например, NASA провело ряд летных испытаний в мае 2018 и показало, что целесообразно применять обтекатели шасси со специальными отверстиями, а также гибкий закрылок АСТЕ (Adaptive compliant trailing edge), разработанный компанией FlexSys, имеющий бесшовную конструкцию и позволяющий убрать шум от прохождения потоком щели между крылом и закрылком [9], [10]. Самолет с гибким крылом и обтекателями шасси представлен на рисунке 6.



Рисунок 6 - Летающая лаборатория NASA Gulfstream GIII с гибким крылом и обтекателями стоек шасси
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.6>

Параметры шума с каждым днем необходимо все больше учитывать при проектировании самолета. Как при возрастании спроса на использование самолетов растут мощности двигателей, размеры самолета, так и нормы уровня шума со временем становятся все меньше. Следовательно, необходимо всерьез заниматься проблемой шума на этапе проектирования, создавая запас по норме на некоторое довольно продолжительное время, учитывая тенденцию к их нормативному уменьшению.

Моделирование шума от различных исполнений консоли крыла

Рассмотрим некоторые решения проблемы шума от планера самолета на примере механизированной консоли крыла. Для прототипа была выбрана внешняя конструкция консоли крыла Boeing 747-100 без учета элеронов, предкрылков, законцовок и прочих элементов, не попадающих под интересы исследования.

Чем больше щелей присутствует в механизации крыла, тем больше шума вырабатывает элемент. Также влияния на шум оказывают угол атаки, режим полета, режим работы механизации. Как сказано выше, наиболее шумный режим – это режим посадки. В нем закрылки отводятся на предельные значения для наибольшей производительности при совершении маневра. В данном сравнительном анализе будем считать, что все закрылки отклоняются на одинаковый угол, равный 40 градусам. Для всех образцов исследования принимаются одинаковые значения числа Маха, высота полета, угол атаки и идентичная расчетная сетка.

В качестве моделей используется пять разновидностей консоли крыла, которые по своему принципу повторяют использующиеся в авиации образцы:

- без механизации;
- однощелевой закрылок;
- двухщелевой закрылок;
- гибкий закрылок без перехода на крыло,
- гибкий закрылок с плавным переходом на крыло.

Моделирование ведется с помощью САПР SolidWorks Flow Simulations с помощью дополнения Noise Prediction, которое позволяет проводить исследование уровня акустической мощности.

Задача моделирования состоит в том, чтобы выявить наиболее эффективную конструкцию из предложенных вариантов.

Начальные данные для моделирования приведены в таблице 1.

Таблица 1 - Начальные данные для моделирования уровня акустической мощности

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.7>

Число Маха	Давление, Па	Плотность, кг/м ³	Скорость звука, м/с	Угол атаки, град
0,25	101324,72	1,225	340,26	5

Исследования консоли крыла-прототипа без механизации

Для начала исследуем консоль крыла без механизации, чтобы в дальнейшем было понимание степени отклонения уровня шума для других вариантов расчета при наличии закрылков разной конфигурации.

В ходе эксперимента были получены следующие значения, представленные на рисунках 7-11.

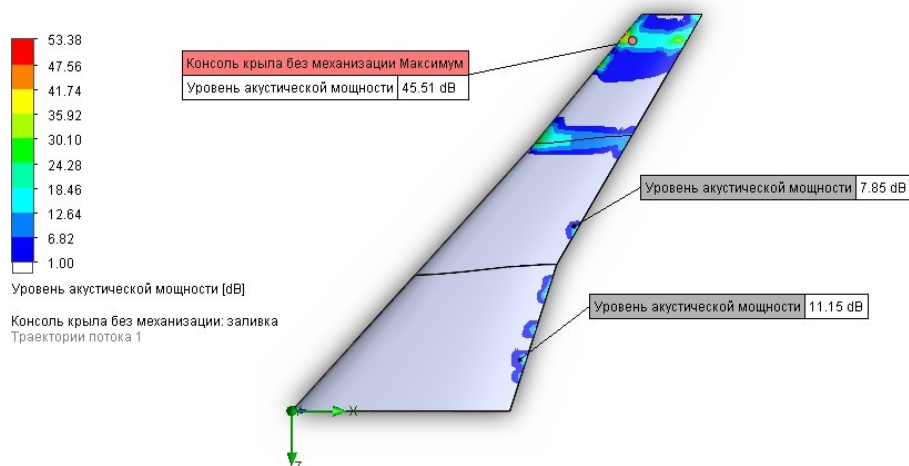


Рисунок 7 - Вид лицевой части консоли крыла без механизации

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.8>

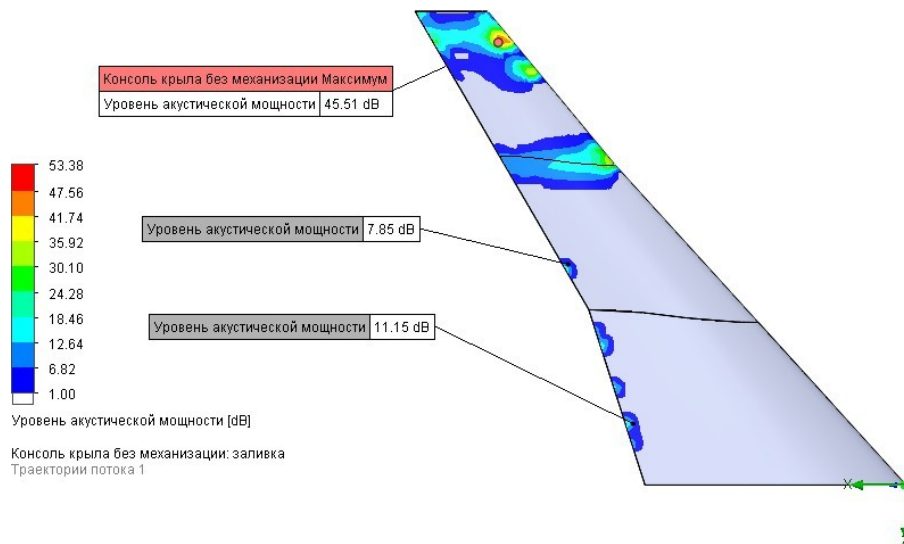


Рисунок 8 - Вид обратной стороны консоли крыла без механизации
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.9>

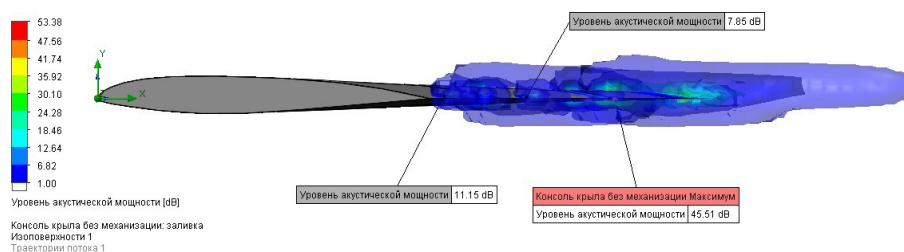


Рисунок 9 - Изоповерхность, построенная по данным уровня акустической мощности консоли крыла без механизации, вид сбоку
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.10>

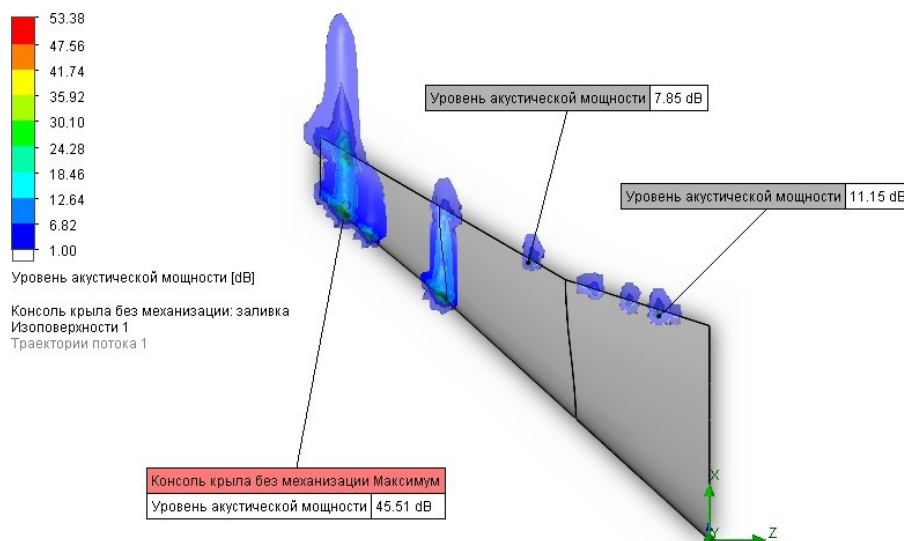


Рисунок 10 - Изоповерхность, построенная по данным уровня акустической мощности консоли крыла без механизации, вид сверху
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.11>

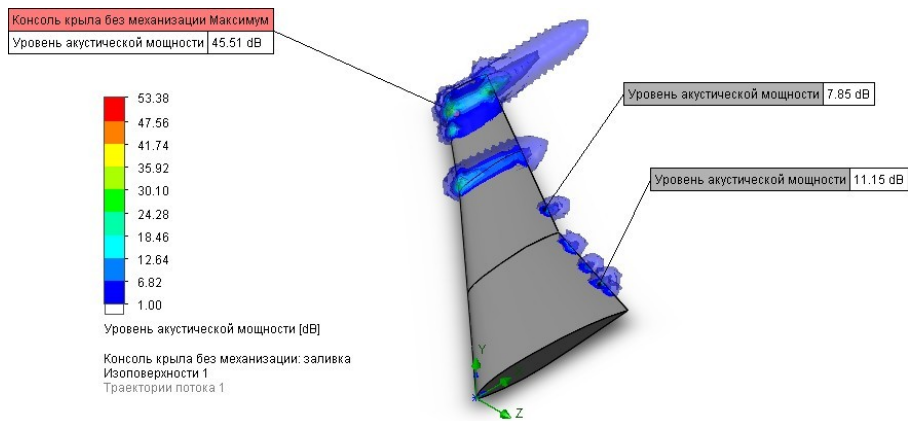


Рисунок 11 - Изоповерхность, построенная по данным уровня акустической мощности консоли крыла без механизации
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.12>

Исследование консоли крыла-прототипа с однощелевым закрылком

Исследуя однощелевой закрылок, получаем картины, представленные на рисунках 12 – 16.

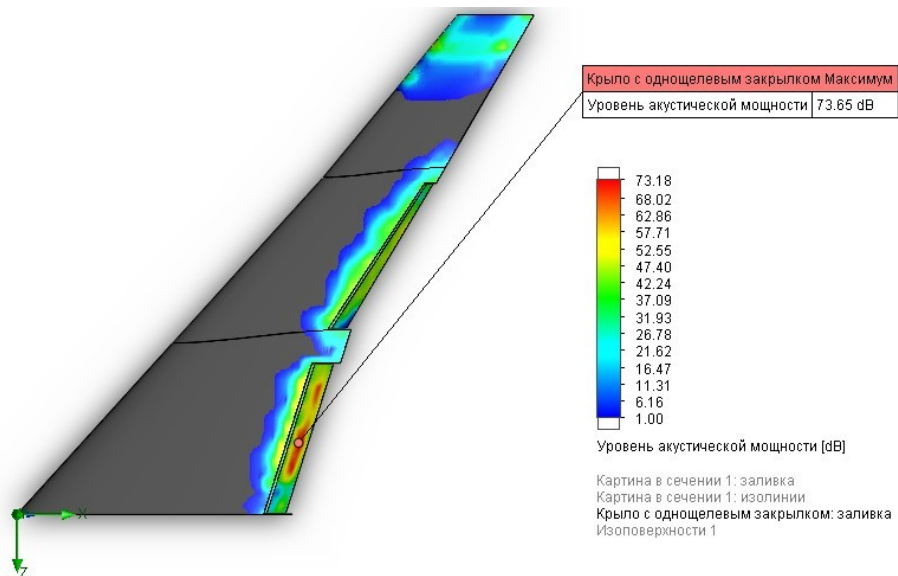


Рисунок 12 - Вид лицевой части консоли крыла с однощелевым закрылком
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.13>

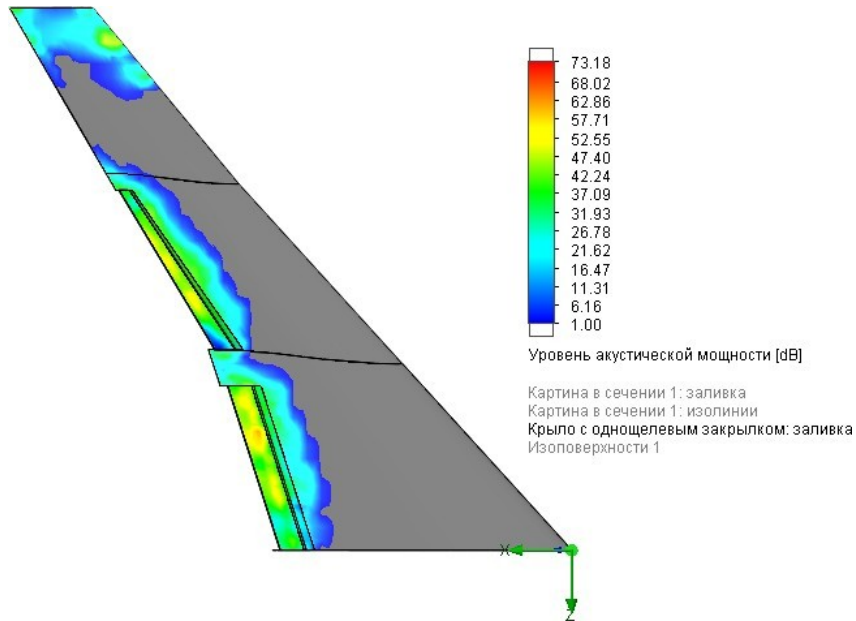


Рисунок 13 - Вид обратной стороны консоли крыла с однощелевым закрылком
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.14>

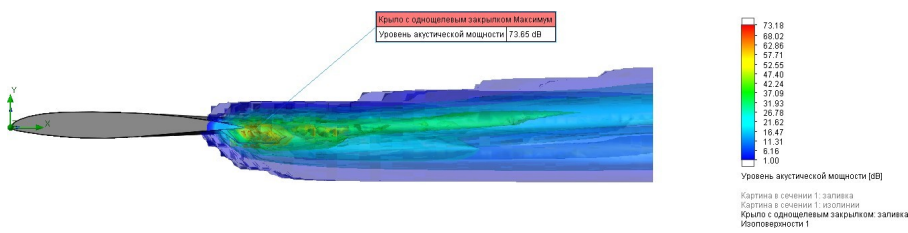


Рисунок 14 - Изоповерхность, построенная по данным акустической мощности консоли крыла с однощелевым закрылком, вид сбоку
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.15>

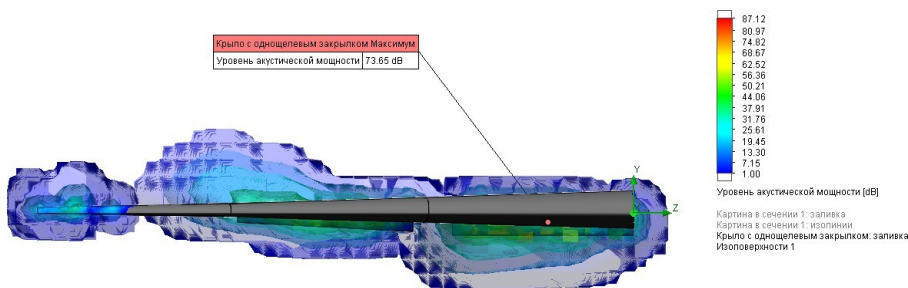


Рисунок 15 - Изоповерхность, построенная по данным акустической мощности консоли крыла с однощелевым закрылком, вид спереди
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.16>

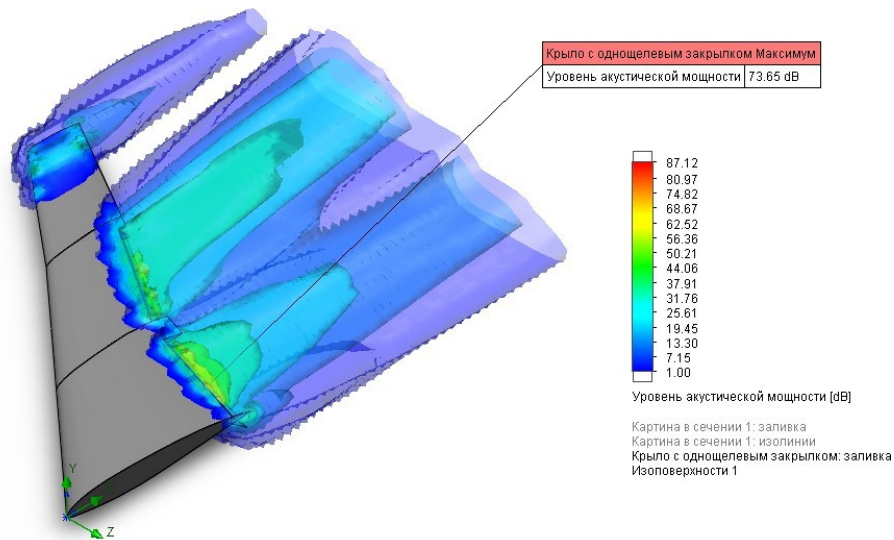


Рисунок 16 - Изоповерхность, построенная по данным акустической мощности консоли крыла с однощелевым закрылком

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.17>

Исследование консоли крыла-прототипа с двухщелевым закрылком

Исследуя двухщелевой закрылок, получаем картины, представленные на рисунках 17 - 21.

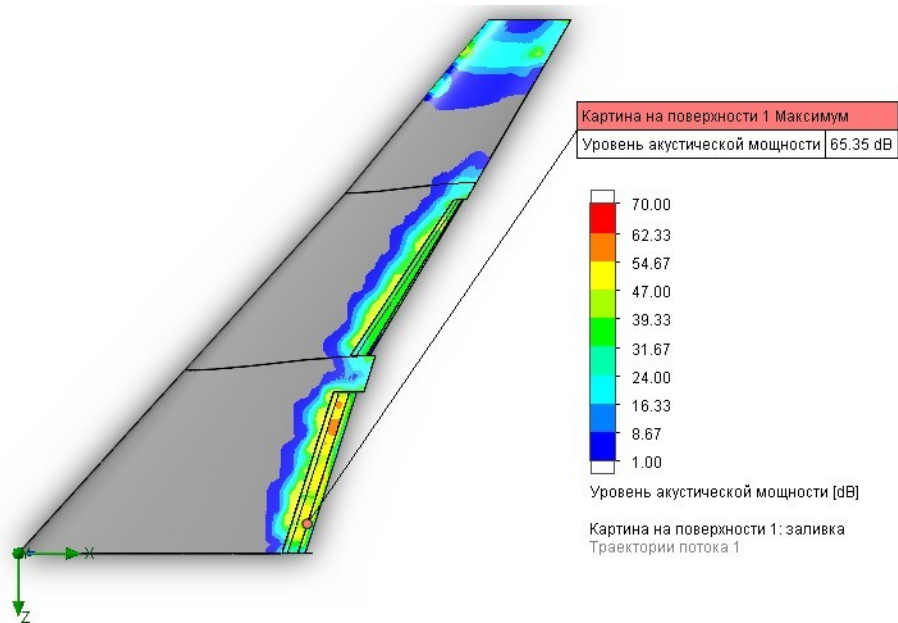


Рисунок 17 - Вид лицевой части консоли крыла с двухщелевым закрылком

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.18>

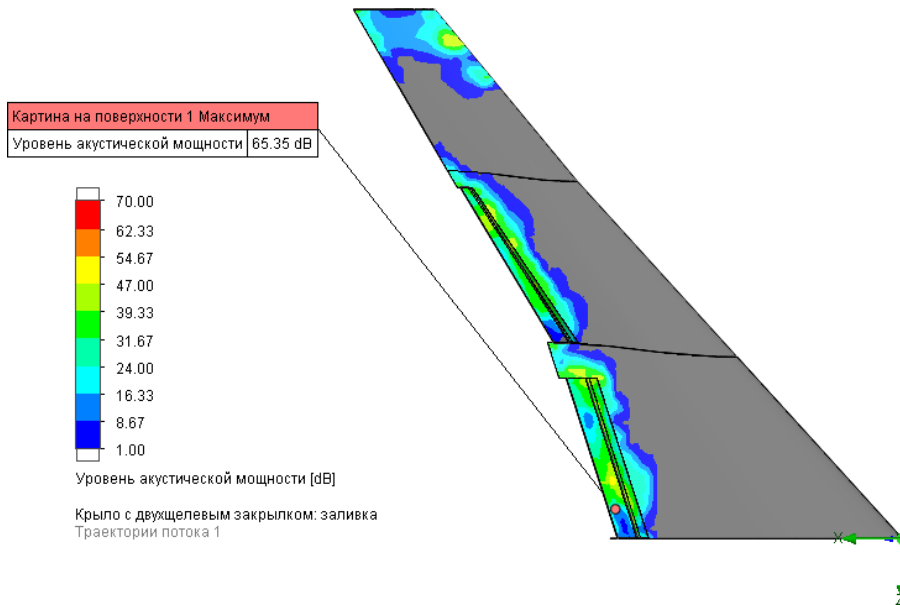


Рисунок 18 - Вид обратной стороны консоли крыла с двухщелевым закрылком
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.19>

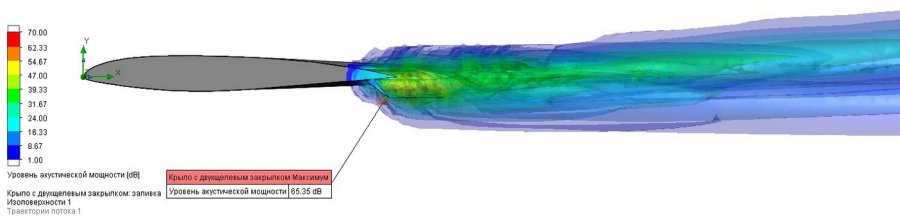


Рисунок 19 - Изоповерхность, построенная по данным акустической мощности консоли крыла с двухщелевым закрылком, вид сбоку
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.20>

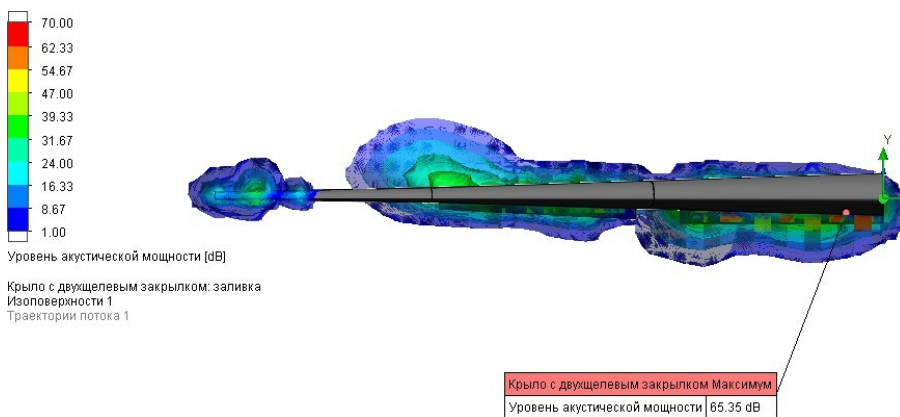


Рисунок 20 - Изоповерхность, построенная по данным акустической мощности консоли крыла с двухщелевым закрылком, вид спереди
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.21>

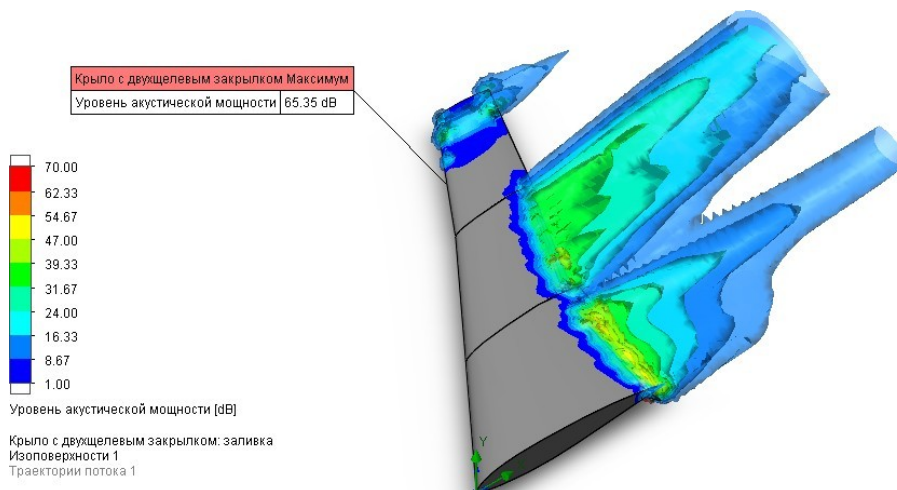


Рисунок 21 - Изоповерхность, построенная по данным акустической мощности консоли крыла с двухщелевым закрылком

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.22>

Исследование консоли крыла с гибким закрылком с щелью

Исследуя гибкий закрылок с щелью, получаем картины, представленные на рисунках 22-26.

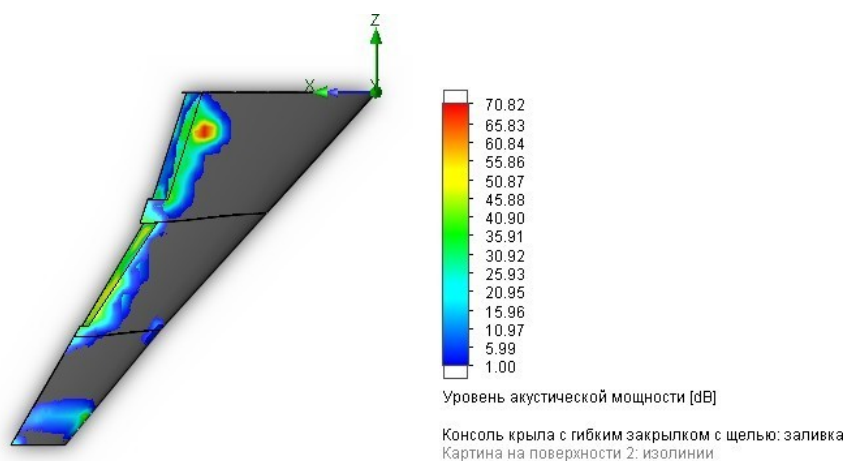


Рисунок 22 - Вид лицевой стороны консоли крыла с гибким закрылком с щелью

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.23>

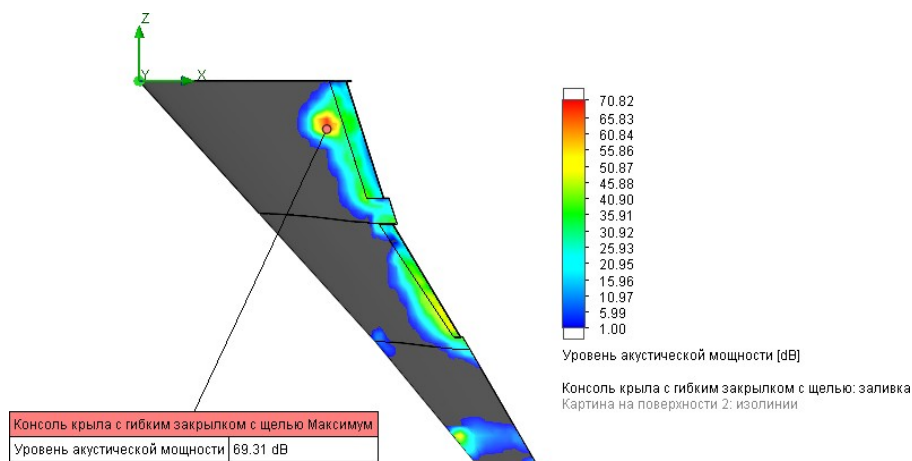


Рисунок 23 - Вид обратной стороны консоли крыла с гибким закрылком с щелью

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.24>

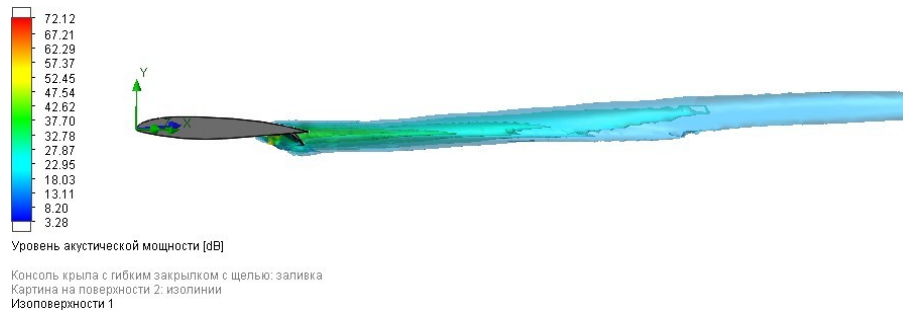


Рисунок 24 - Изоповерхность, построенная по данным акустической мощности консоли крыла с гибким закрылком с щелью, вид сбоку
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.25>

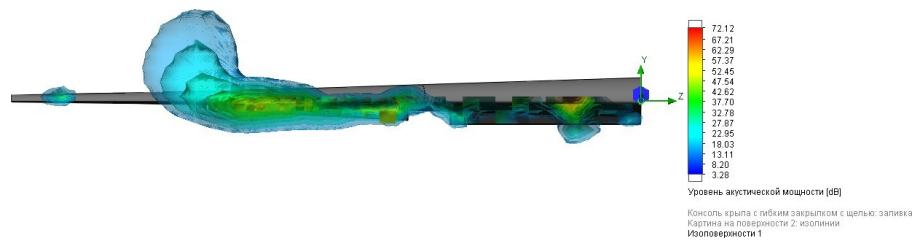


Рисунок 25 - Изоповерхность, построенная по данным акустической мощности консоли крыла с гибким закрылком с щелью, вид спереди
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.26>

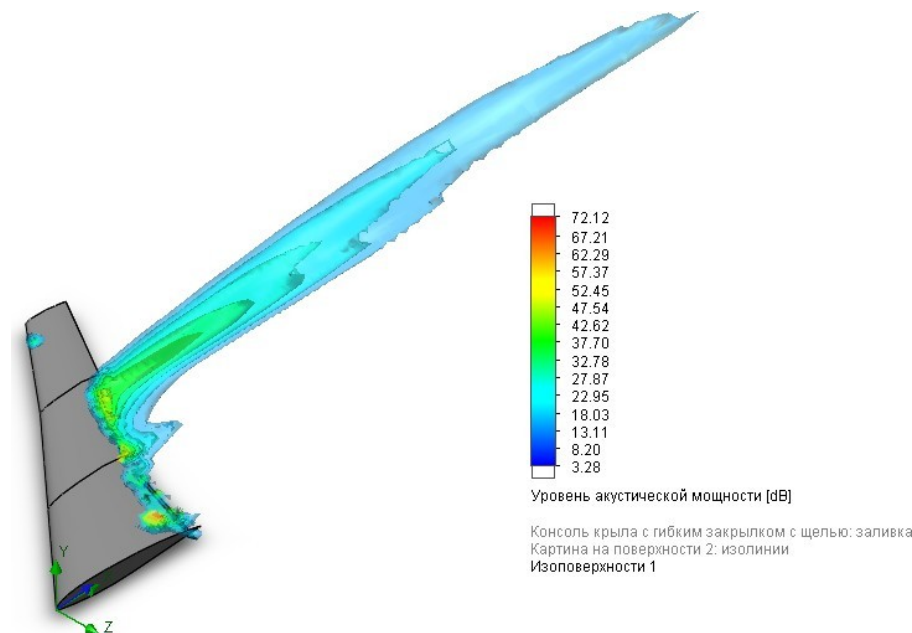


Рисунок 26 - Изоповерхность, построенная по данным акустической мощности консоли крыла с гибким закрылком с щелью
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.27>

Исследование гибкого крыла

Исследуя гибкий закрылок, получаем картины, представленные на рисунках 27 - 31.

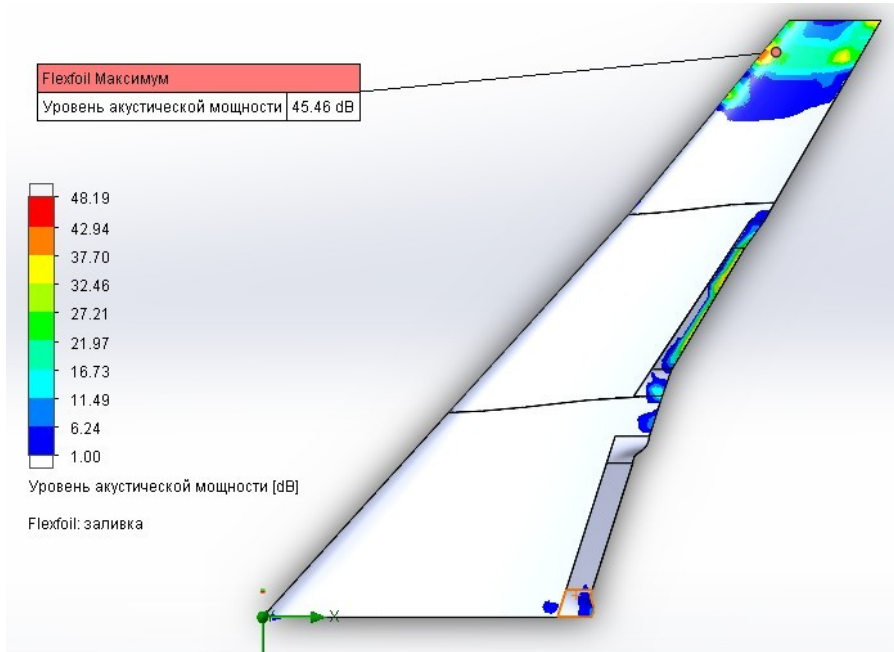


Рисунок 27 - Вид лицевой части консоли гибкого крыла
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.28>

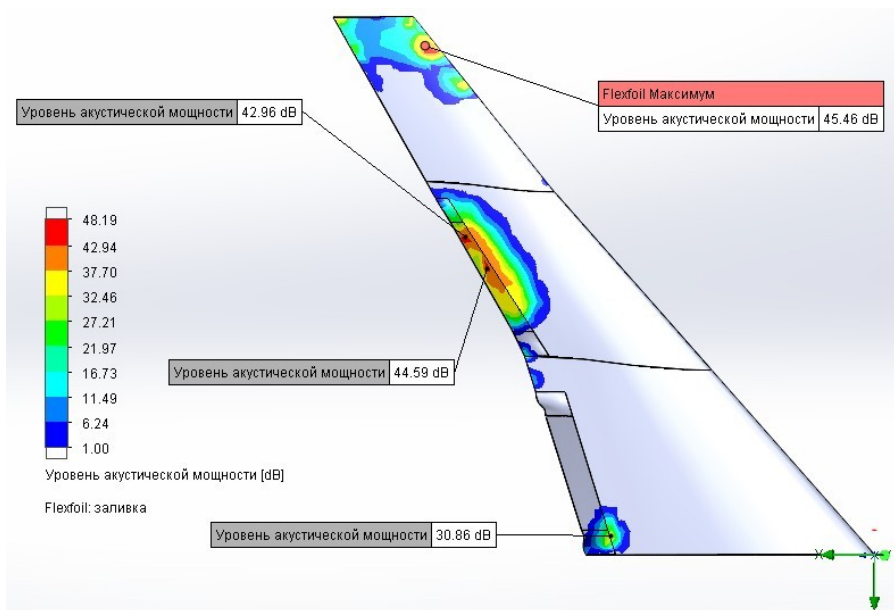


Рисунок 28 - Вид обратной стороны консоли гибкого крыла
DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.29>

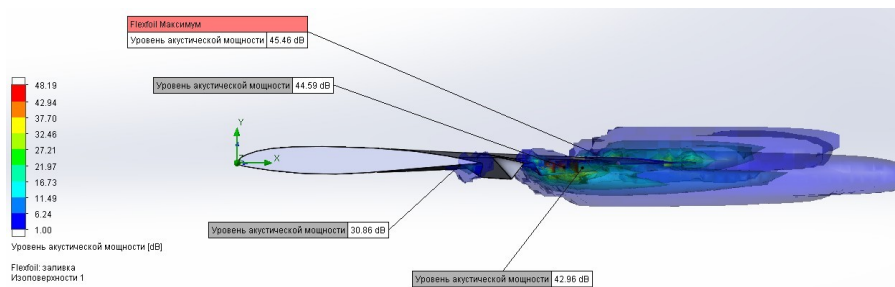


Рисунок 29 - Изоповерхность, построенная по данным уровня акустической мощности консоли гибкого крыла, вид сбоку
 DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.30>

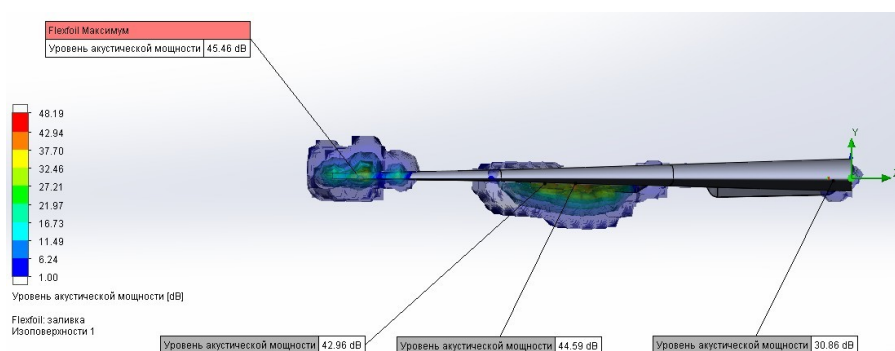


Рисунок 30 - Изоповерхность, построенная по данным уровня акустической мощности консоли гибкого крыла, вид спереди
 DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.31>

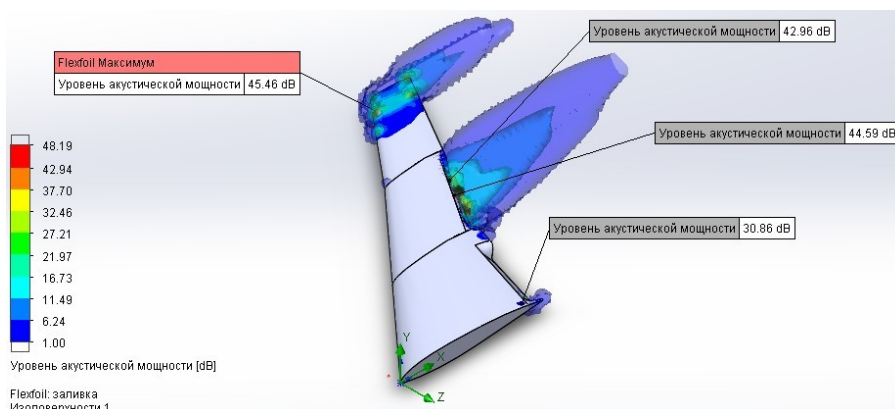


Рисунок 31 - Изоповерхность, построенная по данным уровня акустической мощности консоли гибкого крыла
 DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.32>

Результаты анализа консолей крыла на максимальный уровень акустической мощности

Результаты исследования наглядно отображаются на гистограмме, представленной на рисунке 32 и в таблице 2, показывающей максимальные уровни акустической мощности, в зависимости от типа консоли крыла.

Таблица 2 - Максимальные значения уровня акустической мощности в зависимости от типа поверхности

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.33>

Тип исследуемой консоли	Уровень акустической мощности, дБ
Консоль крыла без механизации	45,51
Консоль крыла с однощелевым закрылком	73,65
Консоль крыла с двухщелевым закрылком	63,35

Консоль крыла с гибким закрылком с щелью	69,31
Консоль крыла с гибким закрылком	45,46

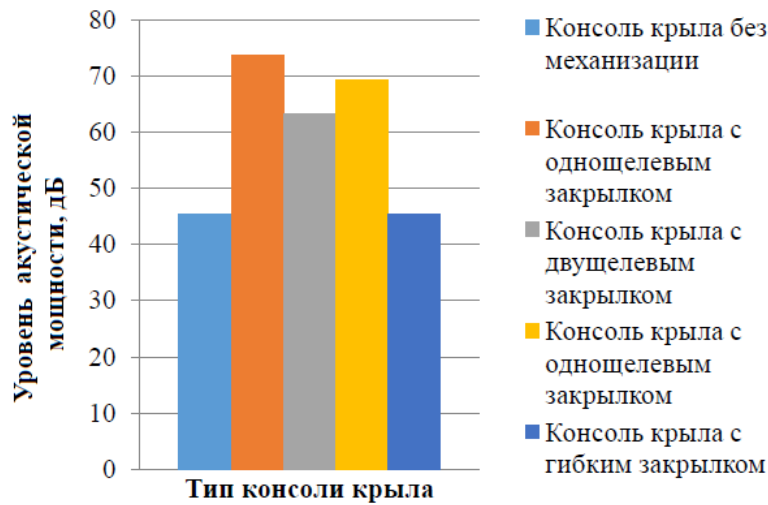


Рисунок 32 - Сводная гистограмма уровня максимальной акустической мощности в зависимости от типа консоли крыла

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.34>

Проведенное исследование показывает, что наилучшие показатели среди консолей с механизацией были получены у гибкого закрылка, что подтверждает уменьшение шума, заявленное создателями. Уровень акустической мощности консоли крыла с гибким закрылком практически совпадает с полученными данными для консоли без механизации. Использование такого рода механизации в гражданской авиации могло бы существенно снизить уровень шума около аэропортов, внутри самолета, а также сократить расход топлива. Также стоит отметить, что измерения проводились над практически идентичными по аэродинамическому качеству консолями крыла. Значения коэффициентов лобового сопротивления, подъемной силы для глобальной системы координат и скоростной приведены в таблице 3.

По результатам таблицы 3 видно, что наибольшим аэродинамическим качеством при равных начальных условиях обладает консоль крыла с гибким закрылком, что доказывает утверждение фирмы-создателя FlexSys, которые считают, что использование гибкого закрылка может привести к снижению лобового сопротивления, то уменьшит потребление топлива на 6-8%, а это является неоспоримым плюсом для экологии [4].

Таблица 3 - Аэродинамические характеристики исследуемых консолей крыла

DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.135.45.35>

Тип исследуемой консоли	Глобальная СК			Скоростная СК		
	C_x	C_y	K	C_x	C_y	K
Консоль крыла с однощелевым закрылком	0,0424	0,4864	11,47	0,08463	0,4882	5,77
Консоль крыла с двухщелевым закрылком	0,0425	0,4671	10,99	0,08305	0,469	5,65
Консоль крыла с гибким закрылком с щелью	0,04738	0,5932	12,52	0,0989	0,5951	6,02
Консоль крыла с	0,04	0,5541	13,85	0,08814	0,5555	6,30

гибким закрыльком						
----------------------	--	--	--	--	--	--

Заключение

В заключении отметим, что целью данной работы была разработка методики оценки влияния типа применяемой на воздушном судне механизации крыла на генерируемый уровень акустической мощности. Приведенные выше материалы могут свидетельствовать о том, что поставленные нами цели были достигнуты. Автором произведены расчеты с помощью программного комплекса САПР «SolidWorks Flow Simulations» для различных типов механизации крыла, их результаты позволяют оценить в первом приближении уровень шума для конкретного типа воздушного судна с крылом, оснащенный соответствующим типом механизации, что позволяет дать оценку уровня шума при анализе возможности приема данного воздушного судна на аэродроме. Анализ результатов показал, что использование современных методик борьбы с шумом, таких как использование гибкого закрылка, существенно снижает уровень акустической мощности, появляющийся от контакта набегающего потока с элементами планера и механизацией самолета. По картинам распространения шума, показанных с помощью изоповерхностей, можно наблюдать, что от гибкого закрылка исходит наименьшее распространение, как в сторону фюзеляжа, так и в сторону кормы самолета.

Таким образом, данная методика позволяет формулировать требования к конструкции перспективных воздушных судов с точки зрения соблюдения требований по допустимому уровню акустического воздействия. Продолжение исследований в данном направлении может быть сфокусировано на сравнительном анализе результатов, получаемых с помощью предложенной методики, с результатами аналогичных исследований.

Конфликт интересов

Не указан.

Рецензия

Все статьи проходят рецензирование. Но рецензент или автор статьи предпочли не публиковать рецензию к этой статье в открытом доступе. Рецензия может быть предоставлена компетентным органам по запросу.

Conflict of Interest

None declared.

Review

All articles are peer-reviewed. But the reviewer or the author of the article chose not to publish a review of this article in the public domain. The review can be provided to the competent authorities upon request.

Список литературы / References

1. Рыбинская Л.А. Эффективность методов снижения шума турбулентных струй / Л.А. Рыбинская, Р.В. Бульбович, В.И. Кычкин // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. — 2017. — №1 (48). — С.104-119.
2. Медведев В.В. Сравнительный анализ методов снижения шума выхлопной струи авиадвигателя / В.В. Медведев, О.С. Тимко // Научный вестник МГТУ ГА. — 2012. — №179. — С.57-62.
3. Международные стандарты и Рекомендуемая практика : Охрана окружающей среды: Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации: Том 1 Авиационный шум, Международная организация гражданской авиации : Издание седьмое. — 2014. — 258 с. — ISBN-978-92-9249-600-5.
4. Межгосударственный авиационный комитет : Авиационные правила Часть 36 Сертификация воздушных судов по шуму на местности. — 2001. — 129 с.
5. Остриков Н.Н. Экспериментальное изучение эффекта экранирования авиационных источников шума на маломасштабных моделях / Н.Н. Остриков, С.Л. Денисов, А.Л. Медведский // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. — 2016. — №2 (45). — С.152-174.
6. Самохин В.Ф. Шум ГТД (Введение в авиационную акустику) тексты лекций / В.Ф. Самохин. — Москва : Московский авиационный институт, 2007. — 152 с.
7. Why do Boeing 747 and Boeing 787 engine have chevron nozzle? // Aircraft Nerds. — URL: <https://www.aircraftnerds.com/2017/03/why-do-boeing-747-and-boeing-787-engine-have-Chevron-Nozzle.html> (accessed: 06.06.2023)
8. Запрягаев В.И. Влияние шевронов на структуру течения сверхзвуковой неизобарической струи / В.И. Запрягаев, Н.П. Киселев, А.А. Пивоваров [и др.] // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. — 2017. — №2 (49). — С.5-17.
9. Official website of FlexSys. — URL: <https://www.flxsys.com/flexfoil> (accessed 06.06.2023)
10. Miller E.J. Approach for structurally clearing an adaptive compliant trailing edge flap for flight / Eric J. Miller, William A. Lokos, Josue Cruz et al. — URL: [Cruzhttps://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150019388/downloads/20150019388.pdf](https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150019388/downloads/20150019388.pdf) (accessed: 06.06.2023)

Список литературы на английском языке / References in English

1. Rybinskaja L.A. Jeffektivnost' metodov snizhenija shuma turbulentnyh struj [Effectiveness of Turbulent Jet Noise Reduction Methods] / L.A. Rybinskaja, R.V. Bul'bovich, V.I. Kychkin // Bestnik PNIPU. Ajerokosmicheskaja tehnika [Bulletin of PNIPU. Aerospace Engineering]. — 2017. — №1 (48). — P.104-119. [in Russian]
2. Medvedev V.V. Sravnitel'nyj analiz metodov snizhenija shuma vyhlopnoj strui aviadvigatelja [A Comparative Analysis of Aircraft Engine Exhaust Jet Noise Reduction Methods] / V.V. Medvedev, O.S. Timko // Nauchnyj vestnik MGTU GA [Bulletin of MSTU SA]. — 2012. — №179. — P.57-62. [in Russian]

3. Mezhdunarodnye standarty i Rekomenduemaja praktika [International Standards and Recommended Practices] : Environmental Protection: Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation: Volume 1 Aviation Noise, International Civil Aviation Organization, Seventh Edition. — 2014. — 258 p. — ISBN-978-92-9249-600-5. [in Russian]
4. Mezhgosudarstvennyj aviacionnyj komitet [Interstate Aviation Committee] : Aviacionnye pravila CHast' 36 Sertifikaciya vozдушnyh sudov po shumy na mestnosti [Aviation Regulations Part 36 Certification of aircraft for noise on the ground]. — 2001. — 129 p. [in Russian]
5. Ostrikov N.N. Jeksperimental'noe izuchenie jeffekta jekranirovanija aviacionnyh istochnikov shuma na malomasshtabnyh modeljah [An Experimental Study of the Shielding Effect of Aviation Noise Sources on Small-Scale Models] / N.N. Ostrikov, S.L. Denisov, A.L. Medvedskij // Bestnik PNIPU. Ajerokosmicheskaja tehnika [Bulletin of PNIPU. Aerospace Engineering]. — 2016. — №2 (45). — P.152-174. [in Russian]
6. Samohin V.F. Shum GTD (Vvedenie v aviacionnuju akustiku) teksty lekcij [GTE Noise (Introduction to Aviation Acoustics) lecture texts] / V.F. Samohin. — Moscow : Moscow Aviantion Institute, 2007. — 152 p. [in Russian]
7. Why do Boeing 747 and Boeing 787 engine have chevron nozzle? // Aircraft Nerds. — URL: <https://www.aircraftnerds.com/2017/03/why-do-boeing-747-and-boeing-787-engine-have-Chevron-Nozzle.html> (accessed: 06.06.2023)
8. Zaprjagaev V.I. Vlijanie shevronov na strukturu techenija sverhzvukovoj neizobaricheskoj strui [Influence of Chevrons on the Flow Structure of a Supersonic Nonisobaric Jet] / V.I. Zaprjagaev, N.P. Kiselev, A.A. Pivovarov [et al.] // Bestnik PNIPU. Ajerokosmicheskaja tehnika [Bulletin of PNIPU. Aerospace Engineering]. — 2017. — №2 (49). — P.5-17. [in Russian]
9. Official website of FlexSys. — URL: <https://www.flxsys.com/flexfoil> (accessed 06.06.2023)
10. Miller E.J. Approach for structurally clearing an adaptive compliant trailing edge flap for flight / Eric J. Miller, William A. Lokos, Josue Cruz et al. — URL: [Cruzhttps://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150019388/downloads/20150019388.pdf](https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150019388/downloads/20150019388.pdf) (accessed: 06.06.2023)