

УДК: 534.32
OECD: 1.03.AA

Оценка влияния различных параметров на шум легкомоторного самолета на основе положений стандарта ИКАО

Мошков П.А.

К.т.н., ведущий инженер, НИО-101, Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), г. Москва, РФ

Аннотация

В настоящее время в Российской Федерации активно ведутся работы по созданию самолетов для малой авиации, а также для начального обучения летного состава гражданской авиации. Проблема обеспечения требуемого уровня акустических характеристик для данного класса легкомоторных самолетов является актуальной, поскольку отечественные Нормы летной годности и международный стандарт ИКАО регламентирует предельно допустимые уровни шума на местности для данного класса самолетов. Целью настоящей работы является анализ положений стандарта ИКАО в части поиска методов для оценки влияния основных параметров на уровни шума легких винтовых самолетов на местности. Представлены расчетные соотношения для оценки влияния располагаемой мощности силовой установки, числа Маха законцовки лопасти воздушного винта и максимальной взлетной массы самолета на уровни шума самолетов на местности. Получены эмпирические коэффициенты, необходимые для выполнения расчетных оценок. Показано, что влияние числа Маха законцовки лопасти воздушного винта на уровень шума легкомоторного самолета обусловлено как влиянием характерной скорости обтекания профиля лопасти, так и влиянием тяги на шум воздушного винта, а также влиянием частоты вращения на уровень шума в метрике дБА. На основе представленных соотношений выполнена оценка влияния располагаемой мощности двигателя и максимальной взлетной массы самолета на уровни шума легкомоторных самолетов. Также выполнена комплексная оценка влияния располагаемой мощности двигателя, глушителя шума выхлопа и числа Маха законцовки лопасти воздушного винта на уровни шума самолета на местности.

Ключевые слова: легкий винтовой самолет, стандарт ИКАО, база данных EASA, шум на местности, аэроакустика, методы снижения шума, шум воздушного винта

Assessment of the Influence of Various Parameters on the Noise of a Light-Engine Aircraft Based on the Provisions of the ICAO Standard

Moshkov P.A.

PhD, leading engineer, NIO-101 Department, Moscow Aviation Institute
(National Research University), Moscow, Russia

Abstract

Currently, the Russian Federation is actively working on the creation of aircraft for small aircraft, as well as for the initial training of civil aviation flight personnel. The problem of ensuring the required level

of acoustic characteristics for this class of light-engine aircraft is relevant, since domestic airworthiness Standards and the international ICAO standard regulate the maximum permissible community noise levels for this class of aircraft. The purpose of this work is to analyze the provisions of the ICAO standard in terms of finding methods to assess the impact of the main parameters on the noise levels of light propeller-driven aircraft. Calculated ratios are presented to assess the effect of the available power of the power plant, the Mach number of the tip of the propeller blade and the maximum take-off weight of the aircraft on aircraft community noise levels. Empirical coefficients necessary for performing the calculated estimates have been obtained. It is shown that the influence of the Mach number of the tip of the propeller blade on the noise level of a light-engine aircraft is due to both the influence of the characteristic flow velocity of the blade profile and the influence of thrust on the noise of the propeller, as well as the influence of the propeller speed on the community noise level in dBA metric. Based on the presented ratios, the impact of the available engine power and the maximum take-off weight of the aircraft on the noise levels of light aircraft were estimated. A comprehensive assessment was also performed of the effect of the available engine power, muffler and the Mach number of the propeller blade tip on aircraft community noise levels.

Keywords: light propeller-driven aircraft, ICAO standard, EASA database, community noise, aeroacoustics, noise reduction methods, propeller noise

Введение

Развитие малой авиации в Российской Федерации (РФ) тесно связано с созданием современных легкомоторных самолетов. Согласно стандарту Международной организации гражданской авиации – ИКАО [1] к классу легких винтовых самолетов (ЛВС) относятся летательные аппараты с максимальной взлетной массой не более 8618 кг. Для местных воздушных линий РФ в настоящее время необходимы современные одно- и двухдвигательные ЛВС для замены устаревших самолетов типа АН-2 и L-410, а для начальной летной подготовки пилотов необходим новый однодвигательный учебно-тренировочный самолет для замены самолетов типа ЯК-18Т. В обоих случаях в составе силовой установки (СУ) могут быть применены современные как турбовинтовые, так и поршневые двигатели, которые обеспечат низкий расход топлива и высокую надежность СУ.

Предельно допустимые уровни шума ЛВС на местности регламентируются международным стандартом ИКАО [1] и существует тенденция к постепенному ужесточению требований данного стандарта. В РФ для получения Разработчиком ЛВС сертификата типа по шуму на местности необходимо выполнение процедур акустической сертификации в соответствии с Нормами летной годности «Сертификация воздушных судов по шуму на местности» (НЛГ 36) [2]. Отметим, что отечественные НЛГ 36 гармонизированы с международным стандартом ИКАО [1]. Таким образом, актуальность проблемы снижения уровней шума легкомоторных самолетов на местности не вызывает сомнения.

Решение проблемы шума ЛВС на местности требует наличия надежных методов расчета и снижения шума отдельных источников (воздушный винт [3] – [7], двигатель – [10] и планер [11] – [14]) с учетом аэроакустических эффектов в реальных компоновках [15] – [17]. Совокупность данных методов обеспечивает успешную реализацию концепции акустического проектирования ЛВС, т.е. проектирования самолета с учетом требуемых акустических параметров [18] – [20].

Целью работы является анализ положений стандарта ИКАО [1] с точки зрения оценки влияния различных параметров на уровни шума ЛВС. Для оценки достоверности степенных зависимостей интенсивности шума от основных параметров выполнен обзор

доступных публикаций в части поиска аналогичных представленных в стандарте ИКАО показателей. Из базы данных акустических сертификационных испытаний EASA (Европейское агентство безопасности полетов) [21], размещенной в открытом доступе в сети интернет, выбраны ЛВС, для которых выполнена оценка влияния располагаемой мощности двигателя, максимальной взлетной массы ЛВС, а также комплексная оценка влияния располагаемой мощности двигателя, глушителя шума выхлопа двигателя внутреннего сгорания (ДВС) и числа Маха законцовки лопасти воздушного винта на уровне шума ЛВС на местности. Оценки выполнены с использованием представленных в стандарте ИКАО [1] выражений и рекомендаций.

Данная работа является продолжением исследований автора в части поиска методов оценки влияния различных параметров на уровне шума легких винтовых самолетов на местности и дополняет положения ранее опубликованных автором работ [22] – [24]. Простые соотношения, достоверно описывающие влияние основных параметров силовой установки и самолета, являются очень полезными на начальных этапах создания легких винтовых самолетов, когда технический облик самолета только начинает формироваться и нет необходимости в выполнении длительных и дорогостоящих численных аэроакустических исследований.

1 Материалы и методы

В рамках настоящего раздела рассмотрим рекомендации стандарта ИКАО [1] в части корректировки результатов летных испытаний легких винтовых самолетов при отклонении от номинальных значений следующих параметров – числа Маха законцовки воздушного винта и располагаемой СУ. Также на основе данного нормативного документа можно предложить выражение для оценки влияния максимальной взлетной массы на уровне шума ЛВС.

Согласно стандарту ИКАО [1] и НЛГ 36 [2], единицей оценки шума ЛВС является максимальный суммарный скорректированный по шкале А стандартного шумомера (при замедленной реакции) уровень звукового давления в диапазоне третьоктавных полос частот 50–10000 Гц (OASPL, дБА).

В соответствии с добавлением 6 стандарта ИКАО [1], где представлен метод оценки шума для сертификации современных легких винтовых самолетов, корректировка результатов испытаний, если условия сертификационных испытаний отличаются от исходных условий, производится соответствующая корректировка данных измеренного шума.

В результаты летных испытаний ЛВС вносятся следующие поправки в соответствии с п. 5.2.1 добавления 6 к стандарту ИКАО [1]:

- а) поправка на атмосферное поглощение при испытаниях относительно исходных условий. В исходных условиях температура 15 °С и относительная влажность воздуха 70 %;
- б) поправка на протяженность пути распространения шума при испытаниях относительно исходных условий. Определяется на основе закона обратных квадратов;
- в) поправка на число Маха законцовки лопасти воздушного винта;
- г) поправка на располагаемую мощность двигателя.

Суммарная поправка рассчитывается как алгебраическая сумма коррективов по пунктам (а) – (г).

Практический интерес в данном случае представляют данные для корректировки результатов измерений на источник шума, т.е. поправки на отклонения от заданных условий числа Маха законцовки лопасти воздушного винта и располагаемой мощности

силовой установки.

1.1 Влияние числа Маха законцовки лопасти воздушного винта

Шум воздушного винта зависит от характерной скорости обтекания профиля лопасти. В рамках стандарта ИКАО [1] таким параметром выбрано число Маха законцовки лопасти воздушного винта. Корректировка данных летных испытаний основывается на соотношении между числами Маха законцовки лопасти воздушного винта, определенных для условий испытаний и исходных условий, определяемых сертифицирующим органом.

Согласно п. 5.2.2. с) добавления 6 стандарта ИКАО [1] коррективы на изменения числа Маха законцовки лопасти воздушного винта не вносятся, если данный параметр лежит в определенных границах, указанных в данном пункте.

Вне оговоренных в п. 5.2.2. с) добавления 6 стандарта ИКАО [1] пределов измеренные уровни шума корректируются с учетом числа Маха законцовки лопасти воздушного винта на величину:

$$\Delta L_1 = K_1 10 \lg \left(\frac{M_{R2}}{M_{R1}} \right), \text{ (дБА)}, \quad (1)$$

где K_1 – эмпирический коэффициент пропорциональности, M_{R2} и M_{R1} – соответственно числа Маха законцовки лопасти воздушного винта при испытании и в исходных условиях. При оценке влияния числа Маха законцовки воздушного винта на уровни шума ЛВС на местности в выражении (1) нижние индексы 1 и 2 обозначают числа Маха законцовки для базовой и модифицированной компоновок СУ ЛВС.

Число Маха в концевом сечении лопасти воздушного винта определяется в соответствии с известным выражением [1]:

$$M_R = \frac{[(\pi d n)^2 + V_T^2]^{1/2}}{c},$$

где d – диаметр воздушного винта (м), n – частота вращения воздушного винта (об/с), V_T – истинная воздушная скорость ЛВС (м/с), c – скорость звука на высоте полета ЛВС (м/с).

Величина K_1 определяется на основе утвержденных сертифицирующим органом данных в отношении испытываемого самолета и при отсутствии данных летных испытаний может быть принят $K_1 = 15$. Фактически $K_1 = 15$ – это показатель степени зависимости интенсивности шума ЛВС на местности от числа Маха законцовки лопасти воздушного винта. Предлагаемый в Стандарте ИКАО коэффициент 15 существенно выше показателя степени зависимости интенсивности шума, рассчитываемой через суммарный взвешенный по шкале А стандартного шумомера уровень звукового давления, от характерной скорости обтекания для источников шума дипольного типа. При этом в добавлении 6 стандарта ИКАО [1] отдельно не оговаривается и, по-видимому, данная поправка справедлива, как для однодвигательных, так и для двухдвигательных ЛВС.

Отметим, что в соответствии с полуэмпирической моделью шума воздушного винта [25] – [26] данная поправка должна принимать значение $K_1 = 8$, если изменение числа Маха в концевом сечении лопасти винта не приводит к изменению тяги и мощности. Эта ситуация наблюдается, когда незначительное изменение окружной скорости компенсируется изменением шага лопасти для винтов изменяемого шага.

1.2 Влияние располагаемой мощности ДВС

С учетом располагаемой мощности двигателя, измеренные уровни шума ЛВС на местности корректируются путем расчета поправки, рекомендуемой стандартам ИКАО [1]:

$$\Delta L_2 = K_2 10 \lg \left(\frac{N_{e2}}{N_{e1}} \right), \text{ (дБА)}, \quad (2)$$

где K_2 – эмпирический коэффициент пропорциональности, N_{e2} и N_{e1} – соответственно значения мощности двигателя при испытаниях и в исходных условиях (кВт). При оценке влияния располагаемой мощности силовой установки на уровни шума ЛВС на местности N_{e2} и N_{e1} в выражении (2) нижние индексы 1 и 2 обозначают располагаемые мощности силовых установок сравниваемых самолетов.

Величина K_2 определяется на основе утвержденных сертифицирующим органом данных. Согласно добавлению 6 стандарта ИКАО [1] при отсутствии данных летных испытаний и по усмотрению сертифицирующего органа может использоваться величина $K_2 = 1,7$.

По результатам ранее опубликованных автором работ [27] – [29] данный коэффициент для 9-ти цилиндровых четырехтактных звездообразных поршневых двигателей воздушного охлаждения, устанавливаемых на самолетах ЯК-18Т, АН-2 и ВИЛЬГА-35А, составляет 1,8-4, а в среднем по трем легкомоторным самолетам 2,87.

1.3 Влияние взлетной массы ЛВС

Известно, что взлетная масса влияет на аэродинамические характеристики ЛВС через изменение подъёмной силы, лобового сопротивления, устойчивости и манёвренности. Увеличение массы приводит к увеличению лобового сопротивления пропорционально квадрату увеличения массы. Это компенсируется тягой воздушного винта, поэтому для достижения той же скорости двигателя работают с большей мощностью. Изменение аэродинамических характеристик воздушного винта и самолета в целом приводит к изменению шумовых параметров ЛВС.

На основе главы 10 стандарта ИКАО [1] можно предложить корректировку на максимальную взлетную массу, которая может быть полезна при выполнении оценок шума на местности одного и того же ЛВС с незначительно отличающейся максимальной взлетной массой.

Для диапазонов взлетных масс 600-1400 кг (п. 10.4а стандарта ИКАО) [1] и 570-1500 кг (п. 10.4b стандарта ИКАО) [1] уровень шума ЛВС на местности задан как функция взлетной массы.

Полагая, что для взлетного режима работы СУ интенсивность шума ЛВС, рассчитываемая через суммарные уровни звукового давления в дБА, пропорциональна взлетной массе с учетом соответствующего наклона кривой в заданных стандартом ИКАО [1] диапазонах взлетных масс можно оценить влияние максимальной взлетной массы (MTOW) ЛВС на уровни шума на местности [19]:

$$\Delta L_3 = K_3 10 \lg \left(\frac{MTOW_2}{MTOW_1} \right), \text{ (дБА)}, \quad (3)$$

где K_3 – эмпирический коэффициент пропорциональности (показатель степени зависимости интенсивности шума от взлетной массы ЛВС), нижние индексы 1 и 2 обозначают максимальные взлетные массы двух модификаций одного ЛВС.

В соответствии с данными стандарта ИКАО [1] $K_3 = 3,57$ для однодвигательных самолетов и $K_3 = 3,27$ для двухдвигательных самолетов.

2 Результаты и их обсуждение

Представляет практический интерес применить формулы (1), (2) и (3) для оценки основных параметров, влияющих на уровни шума ЛВС, которые успешно прошли акустическую сертификацию, и информация о которых содержится в базе данных сертификационных испытаний EASA [21].

Для оценки влияния располагаемой мощности ДВС и комплексной оценки влияния числа Маха законцовки лопасти воздушного винта, располагаемой мощности СУ и глушителя шума выхлопа ДВС на основе анализа базы данных акустических сертификационных испытаний EASA [21] были выбраны два легкомоторных самолета - Robin ATL и Fournier RF 4D.

Данные о типах устанавливаемых двигателей и воздушных винтов, а также информация о наличии глушителей шума выхлопа и номер пункта глав стандарта ИКАО [1], в соответствии с которым осуществлялась сертификация, представлены в таблице 1. Все самолеты являются однодвигательными с тянущей компоновкой силовой установки. Максимальная взлетная масса самолетов составляет 390-580 кг. На всех рассматриваемых самолетах устанавливаются двухлопастные воздушные винты фиксированного шага. Отметим, что на двигателях не устанавливаются редукторы, и частота вращения воздушного винта соответствует частоте вращения коленвала ДВС.

Эффективность мероприятий по снижению уровней шума ЛВС ($\Delta OASPL$, дБА) рассмотрена в правом столбце таблицы 1. В данном случае под эффективностью следует понимать разницу между суммарными взвешенными по шкале А стандартного шумомера уровнями звукового давления для исходной и модифицированной компоновок СУ с поршневыми двигателями.

Таблица 1 – Легкие винтовые самолеты, выбранные для оценки влияния различных параметров на уровень шума на местности на основе положений стандарта ИКАО

№	Держатель сертификата типа	Обозначение типа ЛВС	MTOW, кг	Двигатель		Глушитель шума выхлопа	Воздушный винт		Пункт стандарта ИКАО	$\Delta OASPL$, дБА
				Производитель	Обозначение		Производитель	Обозначение		
1	C.E.A.P.R.	Robin ATL	580	Limbach	L 2000 DA 2	нет	MT-Propeller Entwicklung	155 L 80-1(A)	6.3	–
				Societe JPX	4T60/A	нет				3,3
2	E.I.S. AIRCRAFT	Fournier RF 4D	390	Limbach	L 1700 EA.A	FBW	MT-Propeller Entwicklung	MT 133 L 100-1A	6.3	–
				Limbach	L 1700 EA.A	нет				4,6
3	E.I.S. AIRCRAFT	Fournier RF 4D	390	Limbach	L 1700 ED 2	FBW	MT-Propeller Entwicklung	MT 133 L 100-1A	10.4a	–
				Sauer Flugmotorenbau	S 1800-1-ES0	нет				6,6

В таблице 2 представлен пример выбора однодвигательных ЛВС для оценки влияния взлетной массы на уровень шума. Из базы данных EASA выбраны одни и те же самолеты с одинаковой силовой установкой, но отличающиеся максимальной взлетной массой и, как следствие, уровнем шума на местности. Все рассмотренные самолеты сертифицировались согласно требованиям главы 10 стандарта ИКАО.

Таблица 2 – Однодвигательные ЛВС для оценки влияния взлетной массы на уровень шума на местности

№	Держатель сертификата типа	Обозначение типа ЛВС	MTOW, кг	Двигатель		Глушитель шума выхлопа	Воздушный винт	
				Производитель	Обозначение		Производитель	Обозначение
1	AMS - flight, d.o.o.	Carat A	490	Sauer Flugmotorenbau GmbH	S 1800-1-ES1C	Weller SETF	–	AM-F3-1A/140-()
			470					
2	Alexander Schleicher GmbH Co. Segelflugzeugbau	ASH 31 Mi	700	Austro Engine GmbH	IAE 50R-AA	нет	Alexander Schleicher GmbH Co. Segelflugzeugbau	AS2F1-1/R153-92-N1
			630					
3	DG Aviation GmbH	DG-808C	600	Solo Kleinmotoren GmbH	2 625 01	нет	TECHNOFLUG Leichtflugzeugbau GmbH Co. KG	KS-1G-152-R-122-()-B
			525					
4	Aviat Aircraft Inc.	A-1	816	Lycoming Engines	O-360-C1G	нет	MT-Propeller Entwicklung GmbH	MTV-15-B/210-58
			857					
5	Issoire Aviation	APM40 (Simba)	985	Continental Aerospace Technologies, Inc.	IOF-240-B	нет	MT-Propeller Entwicklung GmbH	MTV-7-D/175-51
			916					
6	AQUILA Aviation International GmbH	AT01-200	800	BRP - Rotax GmbH Co.KG	Rotax 914 F3	Gomolzig 7070-021_02P + 7070-019_02P	MT-Propeller Entwicklung GmbH	MTV-21-A/175-05
			750					

2.1 Оценка влияния располагаемой мощности СУ

При анализе базы данных сертификационных акустических испытаний ЛВС EASA [21] был выбран самолет Robin ATL. На данном самолете с максимальной взлетной массой 580 кг (п. 1 таблицы 1) при замене ДВС Limbach L 2000 DA 2 [30] на Societe JRX 4T60/A [31] получено снижение уровня шума на 3,3 дБА при сертификации по п. 6.3 стандарта ИКАО [1].

Для объяснения данного эффекта рассмотрим основные характеристики данных ДВС (таблица 3). Оба двигателя являются 4-х тактными 4-х цилиндровыми

с горизонтально оппозитным расположением цилиндров и воздушной системой их охлаждения. Располагаемая мощность двигателя Limbach L 2000 на 7 кВт выше, чем у двигателя DA 2 Societe JRX4T60/A при одинаковой частоте вращения коленвала (3200 об/мин). Глушители шума выхлопа на данных двигателях не устанавливаются. Большая располагаемая мощность двигателя Limbach L 2000 DA 2 по сравнению с Societe JRX4T60/A, вероятнее всего, обусловлена большей степенью повышения давления в цилиндрах двигателя.

Таблица 3 – Основные параметры двигателей, устанавливаемых на самолете Robin ATL (п. 1 таблицы 1)

№	Двигатель	Располагаемая мощность, кВт	Частота вращения коленвала / воздушного винта, об/мин	Рабочий объем, л	Степень повышения давления
1	Limbach L 2000 DA 2	55	3200	1,994	8,5
2	Societe JRX4T60/A	48	3200	2,05	7,7

Согласно выражению (2) снижение уровня шума ЛВС на местности на 3,3 дБА при уменьшении располагаемой мощности СУ от 55 до 48 кВт достигается, когда коэффициент $K_2 = 5,6$, что существенно выше рекомендуемого в стандарте ИКАО значения данного параметра при отсутствии данных летных испытаний и несколько выше опубликованных данных для звездообразных поршневых двигателей воздушного охлаждения [27] – [29].

Таким образом, можно констатировать, что для оценки влияния располагаемой мощности СУ на уровни шума ЛВС на местности, когда в состав СУ входят 4-х тактные 4-х цилиндровые с горизонтально оппозитным расположением цилиндров и воздушной системой охлаждения двигатели согласно выражению (2) целесообразно использовать коэффициент $K=5,6$.

2.2 Пример комплексной оценки влияния числа Маха законцовки лопасти воздушного винта, располагаемой мощности двигателя и глушителя

В базе данных EASA представлена информация о самолете Fournier RF 4D (п. 2 и 3 таблицы 1).

В п. 3 таблицы 1 рассмотрены самолеты с двумя различными двигателями Limbach L 1700 ED 2 [32] и Sauer Flugmotorenbau S 1800-1-ES0 [33] с одинаковыми воздушными винтами MT-Propeller Entwicklung MT 133 L 100-1A, при этом на двигателе Limbach L 1700 ED 2 установлен глушитель шума выхлопа.

В п. 2 таблицы 1 на самолетах Fournier RF 4D устанавливаются двигатели типа Limbach L 1700 EA.A и можно оценить влияние глушителя шума выхлопа ДВС на уровни шума данного ЛВС на местности. Как видно эффективность снижения уровня шума от установки глушителя шума выхлопа ДВС составляет 4,6 дБА. Данная эффективность глушителя соответствует средней эффективности снижения уровней шума однодвигательных ЛВС с максимальной взлетной массой 390-1150 кг при установке глушителей в системе выхлопа ДВС, ранее полученной автором в работе [19].

Рассмотрим более подробно характеристики двигателей, устанавливаемых на самолете Fournier RF 4D, их основные параметры представлены в таблице 4.

Отметим, что двигатели являются горизонтально оппозитными 4-х тактными бензиновыми. В таблице 4 представлена информация о максимальной располагаемой мощности СУ на взлетном режиме работы при соответствующей частоте вращения коленвала, рабочий объем, степень повышения давления в цилиндрах, расчетная частота основного тона двигателя и воздушного винта в третьоктавных полосах частот, и амплитудная коррекция стандартного А-фильтра (ΔSPL) согласно ГОСТ 17187-2010 [34] при пересчете уровня звукового давления (в дБ) на частоте основных тонов ДВС и воздушного винта в метрику дБА. В данном случае, поскольку на двигателях не предусмотрены редукторы, и они являются четырехтактными четырехцилиндровыми, а воздушный винт двухлопастным, то частоты основных тонов двигателя и воздушного винта совпадают.

Таблица 4 – Основные параметры двигателей, устанавливаемых на самолете Fournier RF 4D (п. 3 таблицы 1)

№	Двигатель	Располагаемая мощность, кВт	Частота вращения коленвала, об/мин	Рабочий объем, л	Степень повышения давления	Частота основного тона двигателя и воздушного винта, Гц	ΔSPL при оценке в метрике дБА
1	Limbach L 1700 ED 2 (с глушителем)	41	3550	1,68	8	125	-16,1
2	Sauer Flugmotorenbau S 1800-1-ES0 (без глушителя)	44	3000	1,754	8,5	100	-19,1

С учетом данных, представленных в таблице 4, можно следующим образом объяснить снижение уровней шума самолета Fournier RF 4D (п. 3 таблицы 1) при установке двигателя большей мощности Sauer Flugmotorenbau S 1800-1-ES0 без глушителя шума выхлопа.

Ожидаемое увеличение уровня шума ЛВС за счет увеличения мощности СУ от 41 до 44 кВт при оценке согласно выражению (2) при использовании ранее полученного коэффициента $K_2=5,6$ составляет 1,7 дБА. Будем также полагать, что шум выхлопа двигателя Limbach L 1700 ED 2 с глушителем шума ниже уровня шума двигателя Sauer Flugmotorenbau S 1800-1-ES0 без глушителя на 4,6 дБА. Т.е. суммарный уровень шума двигателя Sauer Flugmotorenbau S 1800-1-ES0 без глушителя большей мощностью на 6,3 дБА выше, чем у двигателя Limbach L 1700 ED 2 с глушителем шума выхлопа.

В данном случае снижение уровней шума ЛВС Fournier RF 4D на 6,6 дБА обусловлено меньшей частотой вращения коленвала двигателя и, как следствие, меньшей окружной скоростью воздушного винта. Дополнительно при пересчете уровня звукового давления на частоте основных тонов воздушного винта и поршневого двигателя в метрику дБА уровень шума искусственно занижается на 3 дБА.

Для достижения снижения суммарного уровня шума ЛВС Fournier RF 4D (на 6,6 дБА) с учетом рассмотренного выше увеличения уровня шума при установке двигателя большей мощности без глушителя шума выхлопа (на 6,3 дБА) и снижения шума за счет меньшей частоты основного тона двигателя и воздушного винта (на 3 дБА), требуемое снижение уровня шума ЛВС на местности за счет уменьшения только числа Маха законцовки лопасти воздушного винта должно составлять 9,9 дБА. Отметим,

что данная величина получена при допущении о равенстве истинных воздушных скоростей сравниваемых самолетов при выполнении сертификационных пролетов.

В данном случае коэффициент K_1 в выражении (1) $K_1=13,6$, что несколько ниже рекомендуемого в стандарте ИКАО [1] значения $K_1=15$.

Согласно полуэмпирической модели шума воздушного винта [25] – [26] его звуковая мощность пропорциональна квадрату тяги. В свою очередь, тяга воздушного винта пропорциональна частоте его вращения в квадрате:

$$T = C_T \rho_0 n^2 d^4,$$

где C_T – коэффициент тяги, ρ_0 – плотность воздуха (кг/м³).

С учетом реальных частот вращения винта (таблица 3) уменьшение частоты вращения воздушного винта на самолете Fournier RF 4D при замене двигателя Limbach L 1700 ED 2 на Sauer Flugmotorenbau S 1800-1-ES0 приводит к уменьшению тяги воздушного винта MT-Propeller Entwicklung MT 133 L 100-1A, которое согласно полуэмпирической теории приводит к снижению шума винта на 2,9 дБА.

Т.е. влияние числа Маха законцовки лопасти воздушного винта проявляется с одной стороны во влиянии характерной скорости обтекания профиля лопасти на шум воздушного винта, а с другой стороны во влиянии на тягу винта, которое также влияет на шум винтового движителя.

Таким образом, требуемое снижение уровня шума ЛВС Fournier RF 4D на местности за счет уменьшения числа Маха законцовки лопасти воздушного винта 9,9 дБА является суммой двух эффектов. Эффект снижения тяги обеспечивает уменьшение уровня шума ЛВС на 2,9 дБА, а снижение характерной скорости обтекания профиля лопасти дополнительно снижает уровень шума ЛВС на 7 дБА. Для данного снижения уровня шума ЛВС, согласно выражению (1), коэффициент $K_1=9,6$.

Меньшая окружная скорость и тяга воздушного винта, а также меньшая частота основного тона воздушного винта и двигателя обеспечили СУ самолета Fournier RF 4D с поршневым двигателем Sauer Flugmotorenbau S 1800-1-ES0 без глушителя шума выхлопа снижение уровня шума по сравнению с СУ с поршневым двигателем Limbach L 1700 ED 2 с глушителем шума выхлопа на 6,6 дБА.

2.3 Оценка влияния взлетной массы

Для корректной оценки влияния взлетной массы на уровни шума ЛВС на местности в базе данных EASA [21] выбраны одни и те же самолеты с различной максимальной взлетной массой, но при этом с одинаковой силовой установкой.

В этом случае изменение взлетной массы ЛВС может быть связано с необходимостью перевозки большей массы груза или в необходимости обеспечения большей дальности полета за счет увеличения объемов топливных баков. Также к изменению массы может приводить модификация систем самолета и конструкции.

Основной задачей анализа базы данных EASA в данном случае является определение коэффициента K_3 , который необходим для оценки влияния взлетной массы на уровни шума ЛВС в соответствии с выражением (3).

В качестве примера в таблице 5 представлена информация по 6-ти ЛВС, для которых выполнялась обработка данных сертификационных испытаний с целью получения эмпирического коэффициента K_3 . В таблице 5 приведены максимальные взлетные массы и уровни шума на местности (OASPL, дБА), а также расчетные коэффициенты K_3 .

Для получения данного коэффициента в общей сложности были рассмотрены

20 однодвигательных ЛВС, информация об акустической сертификации которых согласно требованиям главы 10 стандарта ИКАО представлена в базе данных EASA [21]. Среднее значение коэффициента K_3 составляет 5,3, при этом минимальное значение данного коэффициента 1,1, а максимальное 10,8.

Полученная величина $K_3 = 5,3$ несколько выше значения, полученного ранее на основе анализа положений стандарта ИКАО ($K_3 = 3,57$). Полученный коэффициент $K_3 = 5,3$ может использоваться на начальных этапах проектирования для оценки влияния максимальной взлетной массы на уровни шума ЛВС в соответствии с выражением (3).

Таблица 5 – Результаты расчета эмпирического коэффициента K_3 на основе анализа базы данных сертификационных испытаний EASA [21]

№	Держатель сертификата типа	Обозначение типа ЛВС	MTOW, кг	OASPL, дБА	Коэффициент K_3
1	AMS - flight, d.o.o.	Carat A	490	62,4	1,1
			470	62,2	
2	Alexander Schleicher GmbH Co. Segelflugzeugbau	ASH 31 Mi	700	64,2	2,2
			630	63,2	
3	DG Aviation GmbH	DG-808C	600	61,5	7,6
			525	57,1	
4	Aviat Aircraft Inc.	A-1	816	72,8	10,8
			857	75,1	
5	Issoire Aviation	APM40 (Simba)	985	78,5	9,2
			916	75,6	
6	AQUILA Aviation International GmbH	AT01-200	800	65,2	8,9
			750	62,7	

Заключение

На основе положений главы 10 и добавления 6 стандарта ИКАО [1] представлены выражения и эмпирические коэффициенты, с помощью которых можно оценить влияние следующих параметров на уровни шума ЛВС на местности:

- характерного числа Маха в концевом сечении лопасти воздушного винта,
- располагаемой мощности СУ,
- максимальной взлетной массы ЛВС.

В базе данных сертификационных испытаний EASA выбраны ЛВС, для которых выполнена оценка влияния располагаемой мощности двигателя и максимальной взлетной массы самолета на уровни шума ЛВС.

Показано, что для оценки влияния располагаемой мощности СУ на уровни шума ЛВС на местности, когда в состав СУ входят 4-х тактные 4-х цилиндровые с горизонтально оппозитным расположением цилиндров и воздушной системой охлаждения двигателя согласно выражению (2) целесообразно использовать коэффициент $K_2 = 5,6$.

Показано, что для оценки влияния максимальной взлетной массы на уровни шума ЛВС на местности согласно выражению (3) целесообразно использовать коэффициент $K_3 = 5,3$ для однодвигательных самолетов.

Выполнена комплексная оценка влияния числа Маха законцовки лопасти

воздушного винта, располагаемой мощности двигателя и глушителя. Получено хорошее согласование расчетных данных с результатами летных сертификационных испытаний самолета Fournier RF 4D.

По результатам выполненных оценок можно констатировать, что снижение окружной скорости воздушного винта и установка глушителей шума выхлопа ДВС – важнейшие концепции при снижении уровней шума ЛВС с ДВС на местности.

Снижение числа Маха законцовки лопасти воздушного винта проявляется в трех эффектах, снижающих уровень шума ЛВС на местности:

- снижение тяги воздушного винта,
- снижение характерной скорости обтекания профиля лопасти воздушного винта,
- искусственное занижение уровня звукового давления основного тона воздушного винта в метрике дБА при уменьшении частоты вращения.

Рекомендуемый в стандарте ИКАО коэффициент $K_1 = 15$, вероятнее всего, подразумевает под влиянием числа Маха законцовки лопасти воздушного винта помимо характерной скорости обтекания профиля лопасти еще и влияние на тягу. И в этом случае нет никаких противоречий между рекомендуемым стандартом ИКАО коэффициентом и полуэмпирической моделью шума воздушного винта.

Полученные в работе результаты не противоречат ранее опубликованным работам автора [19] – [20] и дополняют их, а также согласуются с результатами исследований других авторов [35] – [37].

Таким образом, представленные подходы к оценке влияния основных параметров на уровни шума легкомоторных самолетов могут использоваться на начальных этапах акустического проектирования данного класса самолетов.

Отметим также, что рассмотренные в работе подходы к параметрической оценке уровней шума ЛВС на местности могут быть также использованы при проектировании малошумных беспилотных воздушных судов (БВС) самолетного типа с аналогичными силовыми установками. Согласно ГОСТ Р 56122-2014 [38] требования к шуму БВС на местности в соответствии со стандартом ИКАО [1] и Федеральными авиационными правилами существующих категорий воздушных судов будут применяться к БВС при условии использования аналогичных конструкций и двигательных систем. Оценивать влияние рассмотренных в работе параметров можно также в контексте их влияния на границы слышимости и акустической заметности БВС.

В качестве дополнительного развития положений настоящей работы следует также считать разработку эквивалентной методики акустической сертификации семейства легких винтовых самолетов с модифицированной силовой установкой. В части модификации СУ семейства ЛВС следует рассматривать: незначительное изменение числа лопастей и диаметра, изменение законцовки лопасти воздушного винта, модификацию глушителей шума выхлопа ДВС, установку двигателя с большей мощностью, изменение максимальной взлетной массы ЛВС и т.д. Наличие такой методики, верифицированной сертификационным центром, существенным образом сократит сроки и затраты на акустическую сертификацию модифицированных вариантов отечественных легкомоторных самолетов.

Список использованных источников

1. Международные стандарты и рекомендуемая практика. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Т. 1. Авиационный шум. Изд. 8. – 2017.

2. Нормы летной годности. Сертификация воздушных судов по шуму на местности. НЛГ 36. – 2022. – 6 с.
3. Чернышов П.С., Кузнецов П.Н. Экспериментальное исследование шума винто-кольцевого движителя // *Noise Theory and Practice*. – 2025. – Т. 11. – № 2 (41). – С. 69–81.
4. Simon F., Schiller N.H., Zawodny N.S., Pettingill N.A., Galles M.B. Fundamental noise characterization of a ducted propeller in hover // *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings*. – 2023. – Vol. 265. – № 7. – P. 657-667. DOI: 10.3397/in_2022_0091
5. Zheng Ch., Chen W., Wu H., Zhou P., Zhong S., Zhang X. Development of a low-noise and high-efficiency propeller using divergent riblet surface pattern // *AIAA Journal*. – 2023. – Vol. 61. – № 4. – P. 1876-1880. DOI: 10.2514/1.j062602
6. Копьев В.Ф., Остриков Н.Н., Фараносов Г.А., Титарев В.А., Денисов С.Л., Акинъшин Р.В. О механизме боковой асимметрии излучения шума воздушного винта, установленного вблизи крыла // *Акустический журнал*. – 2024. – Т. 70. – № 5. – С. 692-709. DOI: 10.31857/S0320791924050053
7. Титарев В.А., Фараносов Г.А., Чернышев С.А., Батраков А.С. Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета // *Акустический журнал*. – 2018. – Т. 64. – № 6. – С. 737-751. DOI: 10.1134/S0320791918060126
8. Ivanov N., Shashurin A., Burakov A. Determination of the influence of structural elements on acoustic efficiency and back pressure in exhaust and suction noise silencers // *Akustika*. – 2021. – Vol. 41. – P. 210-216. DOI: 10.36336/akustika20214210
9. Sukhovaya E., Sabirzyanov A., Nakoryakov P., Khakimzyanova J. Experimental and theoretical researches of the gas-dynamic resistance of the silencer for the exhaust system of low power ICE // *Akustika*. – 2019. – Vol. 33. – P. 76-80.
10. Лубянченко А.А. Приближенные физико-математические модели газодинамических и аэроакустических процессов в глушителях шума выпуска ДВС // *Noise Theory and Practice*. – 2015. – Т. 1. – № 2 (2). – С. 72-83.
11. Dobrzynski W. Almost 40 Years of Airframe Noise Research: What Did We Achieve? // *Journal of Aircraft*. – 2010. – Vol. 47. – No. 2. – P. 353-367. DOI: 10.2514/1.44457
12. Molin N. Airframe noise modeling and prediction // *CEAS Aeronaut J*. – 2019. – Vol. 10. – P. 11–29. DOI: 10.1007/s13272-019-00375-4
13. Gorobets A.V., Duben A.P., Kozubskaya T.K., Rodionov P.V. Approaches to the Numerical Simulation of the Acoustic Field Generated by a Multi-Element Aircraft Wing in High-Lift Configuration // *Math. Mod. Comput. Sim*. 2023. – Vol. 15. – P. 92–108. DOI: 10.1134/S2070048223010088
14. Kopiev V.F., Zaytsev M.Y., Velichko S.A., Dolotovskiy A.V., Sheviakov V.I. Determination of the aerodynamic noise of the main elements of a full-scale aircraft using a multi-microphone antenna and beamforming algorithms // *Doklady Physics*. – 2022. – Vol. 67. – P. 315–327. DOI: 10.1134/S1028335822090099
15. Stoica L.G., Mancini S., Di Marco A., de Paola E., Camussi R., Aquilini C., Kolb A., Paletta N. Experimental Investigation and Numerical Modeling of Noise Generated by Installed Pusher Propellers // *Journal of Aircraft*. – 2025. – Vol. 62. – No. 5. – P. 1217-1229. DOI: 10.2514/1.C037968
16. Denisov S.L., Ostrikov N.N., Granich V.Y. Problems of aviation power plants noise reduction by means of shielding effect // *Acoustical Physics*. – 2021. – Vol. 67. – P. 293-297. DOI: 10.1134/S1063771021030027
17. Chirico G., Barakos G.N., Bown N. Computational Aeroacoustic Analysis of Propeller

Installation Effects // Proceedings of the 43rd European Rotorcraft Forum. Milan. Italy. – 2017.

18. Moshkov P., Pogosyan M. The concept of acoustic design of propeller-driven fixed-wing aircrafts // E3S Web of Conferences. Proceedings of the 2nd International Conference on High-Speed Transport Developmen (HSTD 2023). Les Ulis. – 2023. – N. 01006. DOI: 10.1051/e3sconf/202344601006

19. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Проблемы проектирования легких винтовых самолетов с учетом требований по шуму на местности // Вестник Московского авиационного института. – 2021. – Т. 28. – № 1. – С. 19-34. DOI: 10.34759/vst-2021-1-19-34

20. Moshkov P., Samokhin V., Yakovlev A., Bolun C. The problems of selecting the power plant for light propeller-driven aircraft and unmanned aerial vehicle taking into account the requirements for community noise // Akustika. – 2021. – Vol. 39. – P. 164-169. DOI: 10.36336/akustika202139162

21. Light propeller driven aeroplanes noise database. <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/easa-certification-noise-levels> (Дата обращения 03.12.2024)

22. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Исследование влияния зазора между толкающим воздушным винтом и крылом на уровень шума легкого самолета на местности // Ученые записки ЦАГИ. – 2016. – Т. 47. – № 6. – С. 55-60.

23. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Оценка влияния числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2016. – Т. 15. – № 3. – С. 25-34. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-25-34

24. Мошков П.А. Прогнозирование и снижение шума на местности легких винтовых самолетов: автореф. дис. канд. техн. наук. – М.: МАИ –2015. – 24 с.

25. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Интегральная модель шума винтомоторной силовой установки // Инженерно-физический журнал. – 2018. – Т. 91. – № 2. – С. 353-360.

26. Самохин В.Ф. Полуэмпирический метод прогноза шума воздушного винта // Инженерно-физический журнал. – 2012. – Т. 85. – № 5. – С. 1064-1072.

27. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Акустические характеристики легкого винтового самолета с двигателем внутреннего сгорания // Труды МАИ. – 2012. – № 57. – С. 6.

28. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Исследование акустических характеристик легкого винтового самолета "ВИЛЬГА-35А" на режимах горизонтального полета // Вестник Московского авиационного института. – 2014. – Т. 21. – № 2. – С. 55-65.

29. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Экспериментальное исследование акустических характеристик силовой установки самолета "АН-2" в статических условиях // Труды МАИ. – 2015. – № 82. – С. 17.

30. Limbach Flugmotoren GmbH & Co. KG. Operating and Maintenance Manual Limbach L 2000 Engine for Powered Gliders and Very Light Aircraft. – 2016. – P. 48.

31. Motores JPX 4T60 Caracteristicas Engines. Режим доступа: <http://www.ultraligero.net/Descargas/Manuales/JPX/4t60.htm> (дата обращения 01.09.2020)

32. Limbach Flugmotoren GmbH & Co. KG. Operating and Maintenance Manual Limbach L 1700 Engine for Powered Gliders and Very Light Aircraft. – 2016. – P. 48.

33. S 1800 -1-ES1 S 1800 -1-ES1C S 1800 -1-RS1 – Sauer Motoren. Режим доступа: <http://www.sauer-flugmotorenbau.de/resources/DatenblattS1800neu.pdf> (дата обращения 01.09.2020)

34. ГОСТ 17187-2010 (IEC 61672-1:2002) Шумомеры. Часть 1. Технические требования. – М.: Стандартинформ. 2012. – 32 с.

35. Metzger, F.B. An assessment of propeller aircraft noise reduction technology. NASA . – N. CR-198237. – 1995. – P. 123.

36. Succi G.P. et al. Noise and Performance of Propellers for Light Aircraft // NASA Contract. – N. NAS1-15154. – 1980. – P. 23.
37. Heller H., Dahlen H., Dobrzynski W. Acoustics of ultralight airplanes // Journal of Aircraft. – 1990. – Vol. 27. – No. 6. – P. 529–535. DOI: 10.2514/3.25315
38. ГОСТ Р 56122-2014. Воздушный транспорт. Беспилотные авиационные системы. Общие требования. – М.: Стандартинформ, 2015. – 9 с.

References

1. Environmental Protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Vol. 1. Aircraft noise. 8 ed. Monreal, Canada, ICAO. – 2017.
2. Airworthiness standards. Certification of aircraft for noise on the ground. NLG 36. – 2022. – P. 6.
3. Chernyshov P.S., Kuznetsov P.N. Experimental study of an impeller propulsion system noise // Noise Theory and Practice. – 2025. – Vol. 11. – № 2 (41). – P. 69–81.
4. Simon F., Schiller N.H., Zawodny N.S., Pettingill N.A., Galles M.B. Fundamental noise characterization of a ducted propeller in hover // INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings. – 2023. – Vol. 265. – № 7. – P. 657-667. DOI: 10.3397/in_2022_0091
5. Zheng Ch., Chen W., Wu H., Zhou P., Zhong S., Zhang X. Development of a low-noise and high-efficiency propeller using divergent riblet surface pattern // AIAA Journal. – 2023. – Vol. 61. – № 4. – P. 1876-1880. DOI: 10.2514/1.j062602
6. Kopiev V.F., Ostrikov N.N., Faranosov G.A., Titarev V.A., Denisov S.L., Akinshin R.V. On the mechanism of lateral asymmetry of noise radiation from a propeller installed near a wing // Acoustical Physics. – 2024. – Vol. 70. – N. 5. – P. 833-849. DOI: 10.1134/S1063771024601729
7. Titarev V.A., Faranosov G.A., Chernyshev S.A., Batrakov A.S. Numerical modeling of the influence of the relative positions of a propeller and pylon on turboprop aircraft noise // Acoustical Physics. – 2018. – Vol. 64. – N. 6. – P. 760-773. DOI: 10.1134/S1063771018060118
8. Ivanov N., Shashurin A., Burakov A. Determination of the influence of structural elements on acoustic efficiency and back pressure in exhaust and suction noise silencers // Akustika. – 2021. – Vol. 41. – P. 210-216. DOI: 10.36336/akustika20214210
9. Sukhovaya E., Sabirzyanov A., Nakoryakov P., Khakimzyanova J. Experimental and theoretical researches of the gas-dynamic resistance of the silencer for the exhaust system of low power ICE // Akustika. – 2019. – Vol. 33. – P. 76-80.
10. Lubianchenko A.A. The approximate physical and mathematical models of gas-dynamic and aero-acoustic processes in the exhaust mufflers of ICE // Noise Theory and Practice. – 2015. – Vol. 1. – № 2 (2). – P. 72-83.
11. Dobrzynski W. Almost 40 Years of Airframe Noise Research: What Did We Achieve? // Journal of Aircraft. – 2010. – Vol. 47. – No. 2. – P. 353-367. DOI: 10.2514/1.44457
12. Molin N. Airframe noise modeling and prediction // CEAS Aeronaut J. – 2019. – Vol. 10. – P. 11–29. DOI: 10.1007/s13272-019-00375-4
13. Gorobets A.V., Duben A.P., Kozubskaya T.K., Rodionov P.V. Approaches to the Numerical Simulation of the Acoustic Field Generated by a Multi-Element Aircraft Wing in High-Lift Configuration // Math. Mod. Comput. Sim. 2023. – Vol. 15. – P. 92–108. DOI: 10.1134/S2070048223010088
14. Kopiev V.F., Zaytsev M.Y., Velichko S.A., Dolotovskiy A.V., Sheviakov V.I. Determination of the aerodynamic noise of the main elements of a full-scale aircraft using a

multi-microphone antenna and beamforming algorithms // *Doklady Physics*. – 2022. – Vol. 67. – P. 315–327. DOI: 10.1134/S1028335822090099

15. Stoica L.G., Mancini S., Di Marco A., de Paola E., Camussi R., Aquilini C., Kolb A., Paletta N. Experimental Investigation and Numerical Modeling of Noise Generated by Installed Pusher Propellers // *Journal of Aircraft*. – 2025. – Vol. 62. – No. 5. – P. 1217-1229. DOI: 10.2514/1.C037968

16. Denisov S.L., Ostrikov N.N., Granich V.Y. Problems of aviation power plants noise reduction by means of shielding effect // *Acoustical Physics*. – 2021. – Vol. 67. – P. 293-297. DOI: 10.1134/S1063771021030027

17. Chirico G., Barakos G.N., Bown N. Computational Aeroacoustic Analysis of Propeller Installation Effects // *Proceedings of the 43rd European Rotorcraft Forum*. Milan. Italy. – 2017.

18. Moshkov P., Pogosyan M. The concept of acoustic design of propeller-driven fixed-wing aircrafts // *E3S Web of Conferences*. Proceedings of the 2nd International Conference on High-Speed Transport Developmen (HSTD 2023). Les Ulis. – 2023. – N. 01006. DOI: 10.1051/e3sconf/202344601006

19. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Problems of light propeller-driven airplane design with regard to community noise requirements // *MAI Aerospace Journal*. – 2021. – Vol. 28. – N. 1. – P. 19-34. DOI: 10.34759/vst-2021-1-19-34

20. Moshkov P., Samokhin V., Yakovlev A., Bolun C. The problems of selecting the power plant for light propeller-driven aircraft and unmanned aerial vehicle taking into account the requirements for community noise // *Akustika*. – 2021. – Vol. 39. – P. 164-169. DOI: 10.36336/akustika202139162

21. Light propeller driven aeroplanes noise database. <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/easa-certification-noise-levels> (Acessed 03 December 2024)

22. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Investigation of the effect of the gap between the pusher propeller and the wing on the community noise level of a light aircraft // *TsAGI Science Journal*. – 2016. – Vol. 47. – N. 6. – P. 55-60.

23. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Evaluation of the effect of the number of blades and diameter on the noise of the propeller // *Bulletin of Samara University. Aerospace engineering, technology and mechanical engineering*. – 2016. – Vol. 15. – N. 3. – P. 25-34. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-25-34

24. Moshkov P.A. Prediction and reduction community noise of the light propeller-driven aircrafts. PhD Thesis, MAI. – Moscow. – 2015. – P. 24.

25. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Integral model of noise of an engine-propeller power plant // *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. – 2018. – Vol. 91. – N. 2. – P. 332-338. DOI: 10.1007/s10891-018-1753-8

26. Samokhin V.F. Semiempirical method for estimating the noise of a propeller // *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. – 2012. – Vol. 85. – N. 5. – P. 1157-1166. DOI: 10.1007/s10891-012-0758-y

27. Samokhin V.F., Moshkov P.A. Acoustic characteristics of a light propeller-driven aircraft with an internal combustion engine // *Trudy MAI*. – 2012. – N. 57. – P. 6.

28. Samokhin V.F., Moshkov P.A. Study of acoustic characteristics of the VILGA-35A light propeller-driven aircraft on level flight conditions // *MAI Aerospace Journal*. – 2014. – Vol. 21. – N. 2. – P. 55-65.

29. Samokhin V.F., Moshkov P.A. Experimental study of acoustic characteristics of the AN-2 aircraft power plant under static conditions // *Trudy MAI*. – 2015. – N. 82. – P. 17.

30. Limbach Flugmotoren GmbH & Co. KG. Operating and Maintenance Manual Limbach L 2000 Engine for Powered Gliders and Very Light Aircraft. – 2016. – P. 48.

-
31. Motores JPX 4T60 Caracteristicas Engines. Режим доступа: <http://www.ultraligero.net/Descargas/Manuales/JPX/4t60.htm> (дата обращения 01.09.2020)
 32. Limbach Flugmotoren GmbH & Co. KG. Operating and Maintenance Manual Limbach L 1700 Engine for Powered Gliders and Very Light Aircraft. – 2016. – P. 48.
 33. S 1800 -1-ES1 S 1800 -1-ES1C S 1800 -1-RS1 – Sauer Motoren. Режим доступа: <http://www.sauer-flugmotorenbau.de/resources/DatenblattS1800neu.pdf> (дата обращения 01.09.2020)
 34. GOST 17187-2010 (IEC61672-1:2002). Sound level meters – Part 1: Specifications . Moscow. Standartinform. – 2012. – P. 32.
 35. Metzger, F.B. An assessment of propeller aircraft noise reduction technology. NASA . – N. CR-198237. – 1995. – P. 123.
 36. Succi G.P. et al. Noise and Performance of Propellers for Light Aircraft // NASA Contract. – N. NAS1-15154. – 1980. – P. 23.
 37. Heller H., Dahlen H., Dobrzynski W. Acoustics of ultralight airplanes // Journal of Aircraft. – 1990. – Vol. 27. – No. 6. – P. 529–535. DOI: 10.2514/3.25315
 38. GOST R 56122-2014. Air transport. Unmanned aircraft systems. General requirements. Moscow. Standartinform. – 2015. – P. 9.