

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ РОЛИ ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ В СУММАРНОМ ШУМЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕГКОГО ВИНТОВОГО САМОЛЕТА

Мошков П.А.* , Самохин В.Ф.**

*Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

** e-mail: moshkov89@bk.ru*

*** e-mail: samohin_vf@mail.ru*

Представлены результаты экспериментального определения роли поршневого двигателя в суммарном шуме силовых установок самолетов Ан-2, Як-18Т, МАИ-223М и МАИ-890У. Дан краткий обзор механизмов генерации шума авиационных поршневых двигателей. Установлена существенная роль акустического излучения от поршневого двигателя в суммарной мощности излучения винтомоторных силовых установок, особенно при пониженных режимах работы двигателей самолетов Ан-2 и Як-18Т (при числах Маха окружной скорости воздушных винтов менее 0,7). Установлено, что капотирование двигателя приводит к существенному снижению вклада основного тона двигателя в суммарную звуковую мощность силовой установки и может рассматриваться как один из способов снижения шума сверхлегкого самолета МАИ-890У на местности.

Ключевые слова: шум авиационного поршневого двигателя, шум винтомоторной силовой установки, шум самолета на местности.

Введение

Проблема разработки винтомоторных силовых установок (СУ) легких самолетов с требуемым уровнем акустических характеристик является актуальной как для гражданской, так и для военной авиации. В гражданской авиации действуют национальные и международные нормы на предельно допустимые уровни шума таких самолетов на местности [1,2]. В военной авиации есть специальные требования по шуму на местности беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) с винтомоторной силовой установкой. При этом при оценке шума летательных аппаратов (ЛА) на местности нужно учитывать основные источники шума, которыми являются в данном случае одиночный воздушный винт в толкающей или тянущей компоновке и поршневой двигатель. Как правило, исследователи в своих работах по проблеме шума легких винтовых самолетов (ЛВС) ограничиваются представлением общих данных по шуму самолетов и не рассматривают акустическое поле СУ как суперпозицию полей поршневого двигателя и воздушного винта, при этом полагая, что излучение от воздушного винта определяет суммарное акустическое поле винто-

торной силовой установки [3-5]. Данный факт приводит к некорректным оценкам шума на местности проектируемых ЛА. Целью настоящей работы является разделение полей воздушного винта и поршневого двигателя и определение роли излучения от поршневого двигателя в суммарном шуме винтомоторной силовой установки. Результаты работы могут использоваться в аналитических моделях для оценки акустических характеристик авиационных поршневых двигателей, а также при комплексных расчетах шума винтомоторных СУ в целом.

Источники шума авиационных поршневых двигателей

Во время работы авиационный поршневой двигатель генерирует шум, который с учетом механизмов образования и распространения разделяют на аэродинамический и структурный [6, 7] (рис. 1).

Шум двигателя обусловлен рядом факторов, важнейшими из которых являются:

- аэродинамические процессы, сопровождающие сгорание топливо-воздушной смеси в цилиндрах и взаимодействие воздушного и газового потоков в системах впуска и выхлопа двигателя;

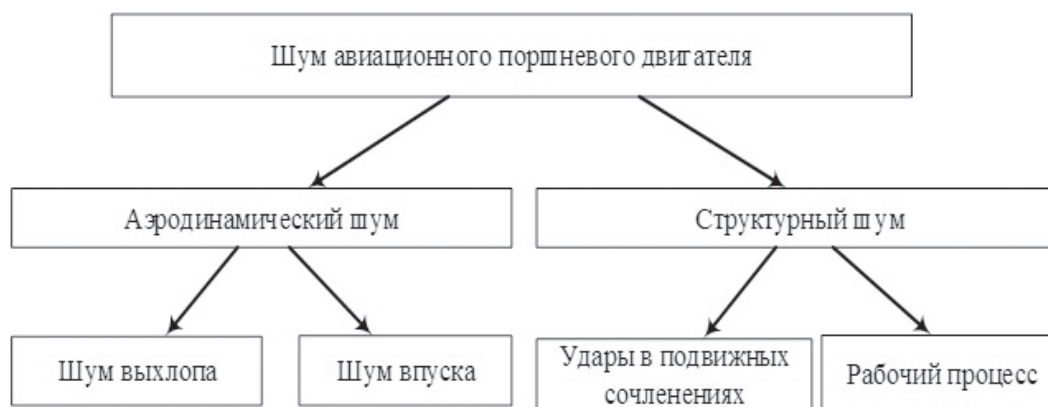


Рис. 1. Классификация источников шума авиационных поршневых двигателей

- процессы механического взаимодействия движущихся элементов конструкции.

Этот шум распространяется в окружающую среду через системы впуска и выхлопа (газовоздушные тракты) и через корпус двигателя. Структурный шум образуется, в основном, при механических взаимодействиях элементов конструкции, а также при сгорании топливовоздушной смеси и излучается через наружные поверхности двигателя.

Шум, распространяющийся через выхлопной тракт (шум выхлопа), формируется различными процессами. Низкочастотная и среднечастотная части спектра (до 500 Гц) излучения соответствуют процессам, происходящим в камерах сгорания цилиндров. Уровень звукового давления на выходе из выхлопной трубы достигает на отдельных частотах 110—120 дБ. Частоты, которым соответствует излучение звука максимальной интенсивности, связаны с основной частотой работающего двигателя и ее гармониками. Высокочастотная часть спектра (1000 Гц и более) обязана своим происхождением турбулентности, возникающей в газовоздушных трактах двигателя [8].

Шум впуска обусловлен колебательным движением воздуха во впускном коллекторе и сопровождается значительными колебаниями амплитуды давления. Основное влияние на уровень шума впуска оказывает величина давления во входном коллекторе, которая зависит от режима работы двигателя (увеличение частоты вращения на 1000 об/мин приводит к повышению уровня звукового давления на впуске на 5—15 дБ) [8].

Шум, излучаемый двигателем через корпус (структурный шум), обусловлен, с одной стороны, рабочим процессом в цилиндрах, с другой стороны — механическими процессами (удары клапанов, перекладка поршней, зубчатыми зацеплениями приводов и т.д.).

Незаглушенный аэродинамический шум существенно превосходит по интенсивности структурный шум [9]. Однако при наличии в газовоздушных трактах эффективных шумоглушающих устройств влияние составляющих аэродинамического шума на общий уровень акустического излучения поршневого двигателя снижается и определяющим источником может стать структурный шум [7].

На высоких частотах роль периодических процессов в формировании спектра акустического излучения двигателя заметно ослабевает, поскольку более значительную роль в суммарном акустическом излучении начинают играть нерегулярные процессы случайного происхождения. В частности, для шума выхлопа может оказаться существенной вихревая составляющая. В самом деле, выхлопной тракт и тракт впуска двигателя формируют в среде последовательность импульсов давления, частотный спектр которой, в соответствии с существующей теорией спектров излучения [10], представляет собой комбинацию гармонической и широкополосной составляющих.

Спектр акустического излучения силовой установки легкого винтового самолета

Типовой спектр излучения винтомоторной СУ (рис. 2) содержит: гармонические составляющие шума, к которым относятся гармоники шума вращения винта на частотах, кратных частоте следования лопастей ($f_{1В}, f_{2В}, f_{3В}, f_{4В}, f_{5В}, f_{6В}$), и гармоники шума двигателя на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах ($f_{1Ц}, f_{2Ц}, f_{3Ц}, f_{1Д}$), а также широкополосные составляющие излучения, источниками которых являются воздушный винт (шум задней кромки, шум от неустановившейся нагрузки) и двигатель (вихревая составляющая шума впуска и выхлопа, структурный шум).

Гармонические составляющие шума поршневого двигателя кратны частоте следования вспышек

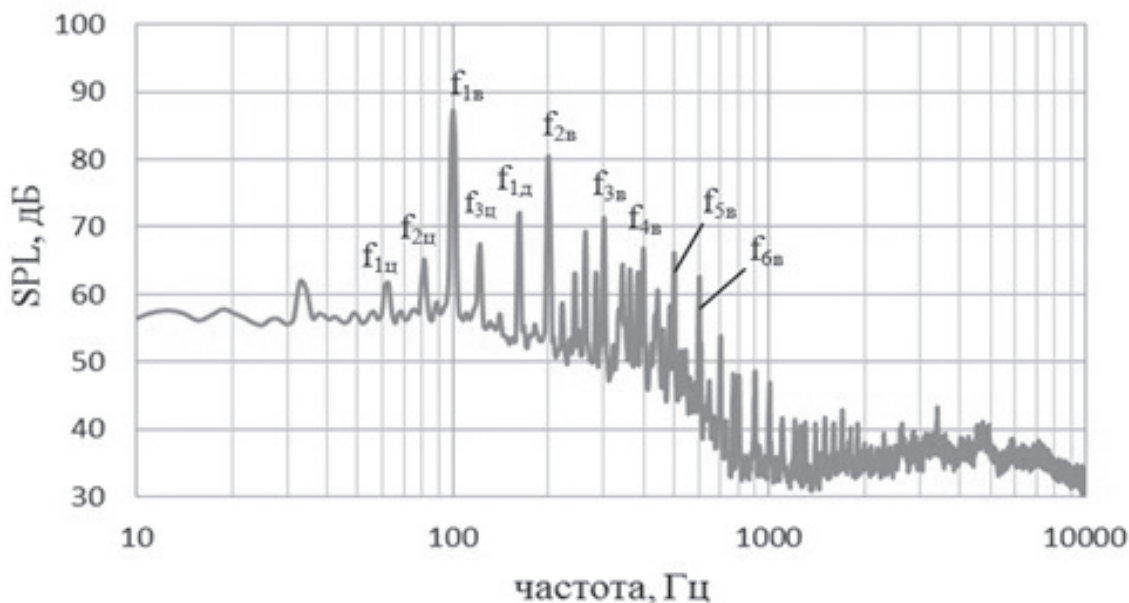


Рис. 2. Узкополосный спектр уровней звукового давления в диапазоне частот 10–10000 Гц с шириной полосы 1,56 Гц, измеренный при работе СУ самолета «МАИ-223М» в статических условиях (частота вращения коленвала $n_{\text{КВ}} = 4860$ об/мин, направление измерения $\Phi = 105^\circ$ — задняя полусфера, на расстоянии 30 м) [6]

в цилиндрах двигателя. В отечественной литературе дискретные составляющие шума поршневого двигателя, как правило, не разделяют на гармоники шума цилиндра и гармоники шума двигателя. Их называют одним общим термином — «двигательные» (или «моторные») [11] гармоники. В свою очередь, очень важно и для понимания механизмов генерации шума многоцилиндровым поршневым двигателем, и для определения методов снижения его интенсивности определение источника и типа гармоники излучения с максимальной интенсивностью.

Частоты дискретных составляющих в шуме двигателя определяются соотношениями:

- гармоники шума одиночного цилиндра

$$f_{\text{ц}} = \frac{kn_{\text{КВ}}}{30\tau};$$

- гармоники шума двигателя (всех цилиндров)

$$f_{\text{д}} = kf_{\text{ц}}i,$$

где k — номер гармоники; $n_{\text{КВ}}$ — частота вращения коленвала двигателя (об/мин); i — число цилиндров в двигателе; τ — тактность двигателя.

Факторы, влияющие на роль поршневого двигателя в суммарном шуме винтомоторной силовой установки

Роль поршневого двигателя в суммарном шуме СУ самолета зависит от множества факторов, связанных с конструктивными особенностями, особенностями организации рабочего цикла в двигателе,

а также от режима работы СУ. Можно выделить следующие основные факторы, влияющие на вклад поршневого двигателя в суммарный уровень шума ЛВС на местности:

- режим работы;
- тактность двигателя;
- наличие глушителей в трактах впуска и выхлопа;
- капотирование двигателя;
- рабочий объем;
- наддув;
- степень сжатия;
- удельная, литровая и эффективная мощности двигателя (нагрузка);
- тип смесеобразования;
- способ воспламенения и т.д.

Экспериментальное исследование акустических характеристик силовых установок в статических условиях

Объекты исследования и методика проведения акустических испытаний

С целью определения роли излучения от поршневого двигателя в суммарном шуме СУ легких винтовых самолетов были выполнены акустические испытания СУ ЛВС Ан-2, Як-18Т, МАИ-223М, МАИ-890У в статических условиях. Акустические измерения выполнялись для различных режимов работы СУ, характеризующихся различной частотой вращения коленвала двигателя и, соответственно,

различными располагаемыми мощностями СУ и различными окружными скоростями воздушных винтов.

Общий вид исследуемых самолетов представлен на рис 3. Все измерения проводились на аэродроме Московского авиационного института (д. Алфеево, Волоколамский р-н, Московская обл).

входят двигатель ROTAX-912ULS, заключенный в капот, и тянущий трехлопастной воздушный винт фиксированного шага (рис. 3,в). В свою очередь, силовая установка самолета МАИ-890У включает в себя двигатель ROTAX-912ULS без капота и толкающий трехлопастной воздушный винт фиксированного шага (рис. 3,г). Силовые установки само-



а)



в)



б)



г)

Рис. 3. Легкомоторные самолеты: а — Ан-2; б — Як-18Т; в — МАИ-223М; г — МАИ-890У

Основные параметры поршневых двигателей исследуемых СУ представлены в табл. 1 [12—15]. Следует отметить, что в СУ самолета МАИ-223М

летов Ан-2 и Як-18Т включают в себя 9-цилиндровые двигатели воздушного охлаждения АШ-62ИР

Таблица 1

Основные параметры поршневых двигателей исследуемых силовых установок легких самолетов

Самолет	Ан-2	Як-18Т	МАИ-223М, МАИ-890У
Параметры/двигатель	АШ-62ИР	М-14П	ROTAX-912ULS
Тактность	4	4	4
Система охлаждения	Воздушная	Воздушная	Жидкостно-воздушная
Рабочий объем двигателя, л	29,87	10,161	1,352
Сухой вес двигателя, кг	560	214	56,6
Степень сжатия	6,4	6,3	10,5
Максимальная мощность, кВт	735,5	264,8	73,55
Литровая мощность, кВт/л	24,62	26,06	54,4
Удельная мощность, кВт/кг	1,31	1,24	1,3
Эффективный крутящий момент, Н·м	3192,7	872	121

и М-14П и тянущие 4- и 3-лопастные воздушные винты соответственно.

Для регистрации акустических измерений и последующей обработки данных использовалась измерительная система «PORTABLE». Основные параметры регистрации сигнала на цифровом магнитофоне: частота квантования сигнала 51200 Гц, протяженность записи на одном режиме 30 с; регистрация полезного сигнала осуществлялась параллельно с тринадцатью измерительными каналами для измерения шума СУ самолетов Ан-2, МАИ-223М, МАИ-890У (рис. 4, а) и с десяти измерительными каналами для измерения шума СУ самолета Як-18Т (рис. 4, б).

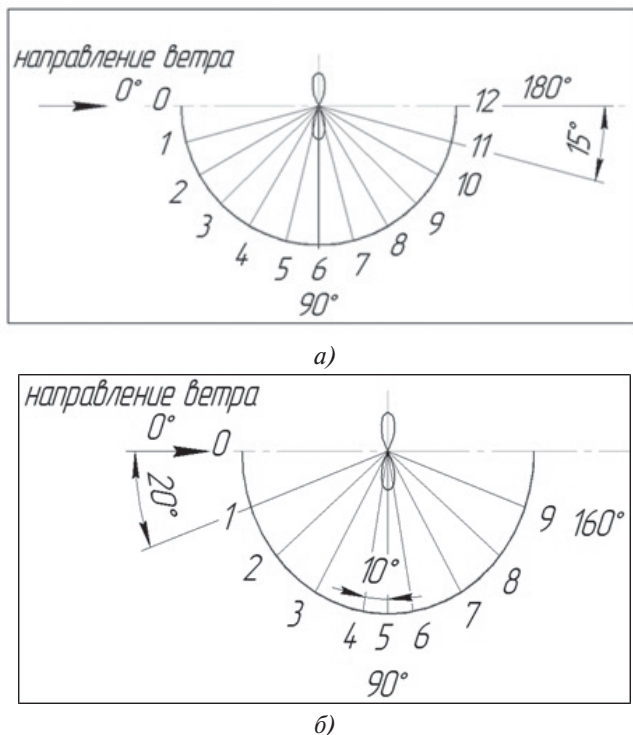


Рис. 4. Схема расположения точек измерения шума на дуге окружности 30 м: а — при испытаниях Ан-2, МАИ-223М, МАИ-890У; б — при испытаниях Як-18Т

Во время испытаний уровень полезного сигнала был существенно выше уровня природного фона [16]. Также проводились измерения параметров окружающей среды (температуры, давления и относительной влажности), скорости и направления ветра.

Определение роли излучения от поршневого двигателя в суммарном шуме винтомоторных силовых установок

На основании измеренных в нескольких точках акустического поля третьоктавных и узкополосных спектров уровней звукового давления выполнен энергетический анализ акустического поля силовой

установки самолетов. Суммарный уровень звуковой мощности, а также уровни звуковой мощности отдельных составляющих излучения определялись в соответствии с соотношением [17]

$$L_W = 10 \lg \left(\pi R^2 \int_0^\pi 10^{L/10} \sin \varphi d\varphi \right), \quad (1)$$

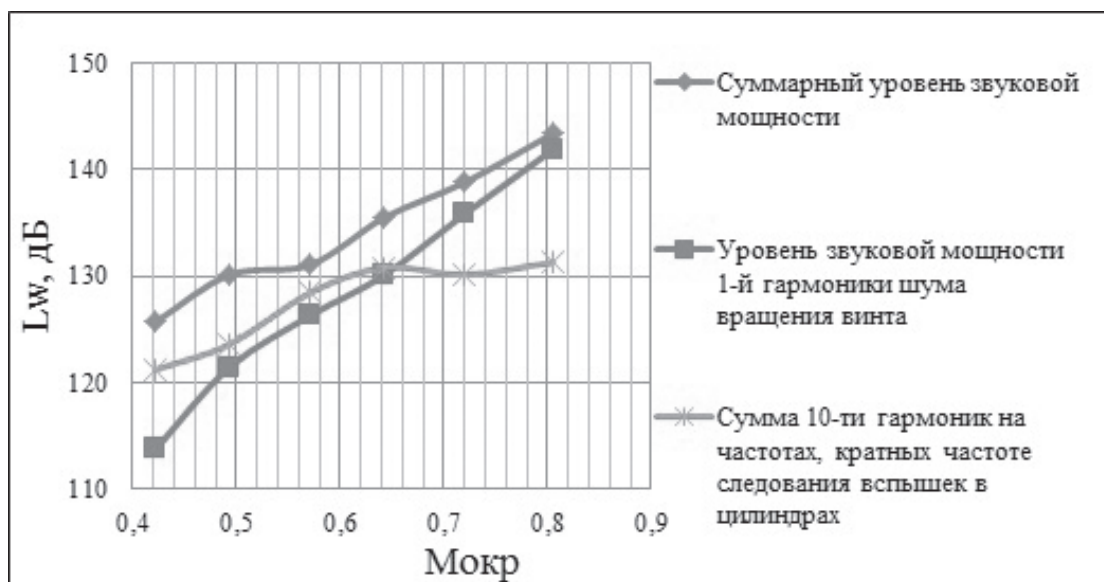
где R — расстояние от источника до точки измерения шума; φ — угол направления излучения; $L = f(\varphi)$ — функция зависимости уровня звукового давления от азимутального угла. Следует отметить, что при расчете уровней звуковой мощности акустическое поле СУ полагается осесимметричным относительно оси винта, а излучение звука осуществляется в полусфере.

На рис. 5 представлены измеренные уровни звуковой мощности: суммарного акустического излучения (16—10000 Гц) силовых установок самолетов Ан-2 (рис. 5, а) и Як-18Т (рис. 5, б); излучения на частотах 1-й гармоники шума вращения винта; суммарного гармонического излучения на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах, в зависимости от числа Маха окружной скорости потока в концевом сечении лопасти винта ($M_{\text{окр}}$).

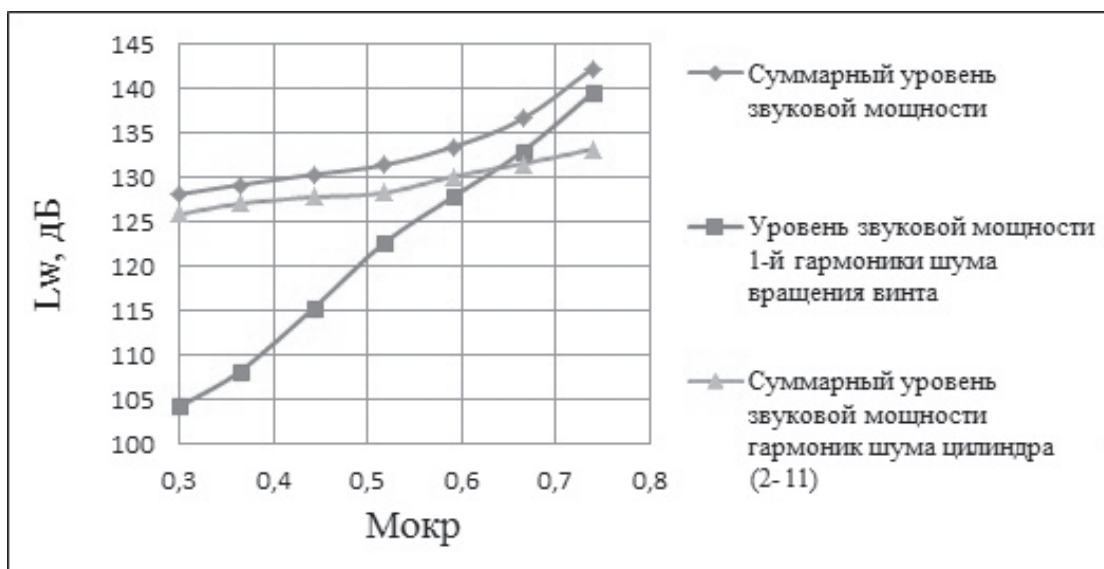
Можно видеть, что суммарный уровень звуковой мощности СУ самолетов Ан-2 и Як-18Т при повышенных режимах работы ($M_{\text{окр}} > 0,7$) определяется излучением на частоте 1-й гармоники шума вращения винта. При пониженных режимах работы ($M_{\text{окр}} < 0,7$) уровень звуковой мощности 1-й гармоники шума вращения винта соизмерим с суммарным уровнем первых 10 гармоник на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах двигателя для СУ самолета Ан-2. В то же время при пониженных режимах работы СУ самолета Як-18Т суммарный уровень гармоник на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах двигателя, существенно выше уровня звуковой мощности 1-й гармоники шума винта и фактически определяет суммарную звуковую мощность СУ.

Стоит заметить, что на близких частотах в спектре излучения СУ самолета Як-18Т располагаются 1-я гармоника винта и 4-я цилиндровая гармоника; 2-я гармоника винта и 8-я цилиндровая гармоника (табл. 2).

В то же время 1-я гармоника шума вращения винта, очевидно, является определяющей в излучении на частоте, представляющей собой комбинацию 1-й гармоники винта и 4-й цилиндровой гармоники, поскольку наклон кривой зависимости уровня звуковой мощности 1-й гармоники шума



а)



б)

Рис. 5. Влияние режима работы СУ на суммарный уровень звуковой мощности (16—10000 Гц), а также на уровни звуковой мощности отдельных составляющих излучения: а — при испытаниях Ан-2; б — при испытаниях Як-18Т

Таблица 2

Расчетные частоты первых двух гармоник частоты следования лопастей воздушного винта и гармоники 4-я и 8-я частоты следования вспышек в цилиндрах двигателя для различных режимов работы СУ самолета Як-18Т

Режим работы	$n_{кв}$, об/мин	Частота 1-й гармоники винта, Гц	Частота 4-й цилиндровой гармоники, Гц	Частота 2-й гармоники винта, Гц	Частота 8-й цилиндровой гармоники, Гц
1	1166,7	38,4	38,9	76,8	77,8
2	1437,5	47,3	47,9	94,6	95,8
3	1750	57,6	58,3	115,2	116,7
4	2041,6	67,2	68,1	134,3	136,1
5	2333,3	76,8	77,8	153,5	155,6
6	2625,1	86,4	87,5	172,7	175
7	2916,7	96	97,2	191,9	194,4

вращения винта от числа Маха окружной скорости для СУ самолета Як-18Т (рис. 5,б) близок аналогичной зависимости для СУ самолета Ан-2 (рис. 5,а).

Теперь выполним количественную оценку вклада различных составляющих W_i акустического излучения СУ в суммарную W_{Σ} звуковую мощность

$$\Delta = \frac{W_i}{W_{\Sigma}}, \%$$

Результаты оценки приведены в табл. 3 и 4, где обозначено: $W_{1в}$ — мощность излучения на частоте 1-й гармоники шума вращения винта; $W_{\Sigma 1-10ц}$ — суммарная звуковая мощность первых 10 гармоник на частотах, кратных частоте следования вспышек

в цилиндрах (для СУ самолета Ан-2); $W_{\Sigma 2-11ц}$ — суммарная звуковая мощность гармоник шума цилиндра (для СУ самолета Як-18Т) со 2-й по 11-ю, за исключением гармоник 4-й и 8-й, которые обусловлены излучением и двигателя, и винта.

Полученные количественные оценки вклада поршневого двигателя в суммарную звуковую мощность (табл. 3 и 4) полностью согласуются с данными рис. 5 и подтверждают сделанные ранее выводы о доминирующей роли поршневого двигателя в суммарном шуме СУ самолета Як-18Т при работе двигателя на пониженных режимах. В то же время при повышенных режимах работы ($M_{окр} > 0,7$) доминирует излучение на частоте следования лопастей воздушного винта.

Отметим, что разделение шума винта и двигателя может быть выполнено рассматриваемым методом только для гармонических составляющих шума двигателя и винта, поскольку выделить вихревую составляющую шума двигателя на фоне широкополосной составляющей шума воздушного винта не представляется возможным на данном этапе исследований. Но в целом ожидаемая роль вихревой составляющей шума авиационного двигателя в суммарном шуме СУ крайне невелика, поскольку роль суммарного высокочастотного широкополосного излучения (1000—5000 Гц), вероятным доминирующим источником которого является вихревая пелена за лопастями, составляет не более 0,8—2,7% для силовых установок самолетов МАИ-223М [18] и Ан-2 [19].

Оценка влияния капотирования двигателя на его вклад в суммарный шум СУ

Поскольку в состав силовых установок самолетов МАИ-223М и МАИ-890 входят двигатели ROTAX-912ULS с капотом и без капота соответственно, удалось выполнить исследование влияния капотирования двигателя на энергетические характеристики акустического излучения двигателя внутреннего сгорания и оценить роль излучения от двигателя в суммарном шуме рассматриваемых силовых установок [20].

Анализ влияния капота был выполнен на основании измеренных узкополосных спектров. На рис. 6 представлено сравнение измеренных узкополосных спектров акустического излучения СУ самолетов МАИ-223М (двигатель заключен в капот) и МАИ-890У (двигатель без капота). Спектры измерены в направлении распространения излучения $\varphi = 150^\circ$. На рисунке обозначены первые четыре гармоники на частотах, кратных частоте следования лопастей винта ($f_{1в}, f_{2в}, f_{3в}, f_{4в}$); гармоники,

Таблица 3

Вклад различных составляющих акустического излучения СУ самолета Ан-2 в суммарную мощность акустического излучения в диапазоне частот (16—10000 Гц) для различных режимов работы

№ режима ($M_{окр}$)	Гармонические составляющие шума, %	
	$W_{1в}$	$W_{\Sigma 1-10ц}$
1 (0,42)	6	36
2 (0,49)	14	22
3 (0,57)	33	55
4 (0,64)	29	34
5 (0,72)	51	14
6 (0,80)	70,3	5

Таблица 4

Вклад различных составляющих акустического излучения СУ самолета Як-18Т в суммарную мощность акустического излучения в диапазоне частот (16—10000 Гц) для различных режимов работы

№ режима ($M_{окр}$)	Гармонические составляющие шума, %	
	$W_{1в}$	$W_{\Sigma 2-11ц}$
1 (0,3)	0,5	59,4
2 (0,36)	1	61,4
3 (0,44)	3	55,7
4 (0,52)	13	48,4
5 (0,6)	27,5	46,6
6 (0,67)	43	31
7 (0,74)	53,2	12,3

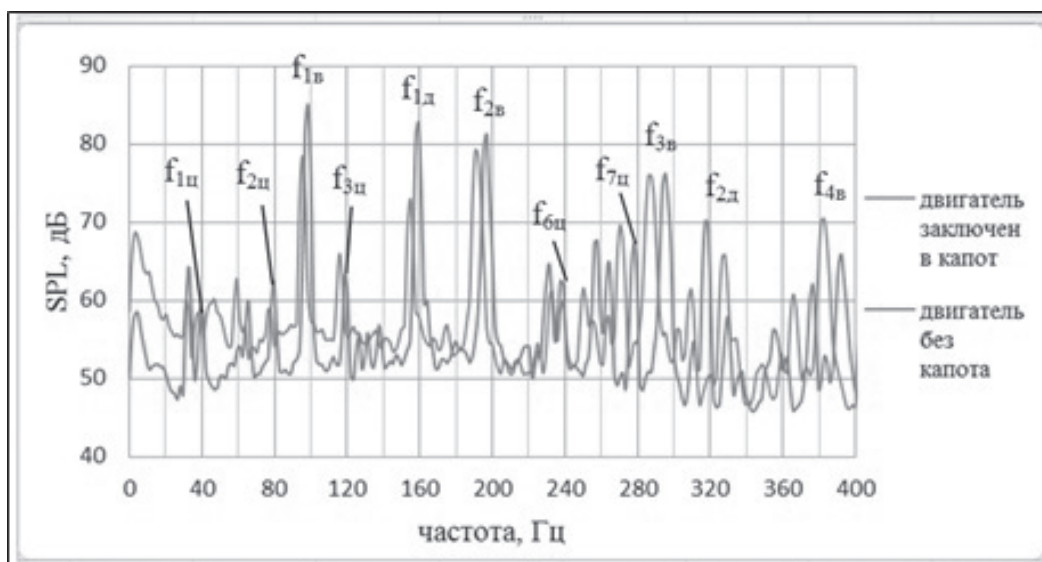


Рис. 6. Сравнение измеренных узкополосных спектров акустического излучения силовых установок с двигателем, заключенным в капот ($n_{кв} = 4632$ об/мин) и без капота ($n_{кв} = 4785$ об/мин), в диапазоне частот 0–400 Гц ($\varphi = 150^\circ$)

кратные частоте следования вспышек в цилиндре ($f_{1ц}, f_{2ц}, f_{3ц}, f_{6ц}, f_{7ц}$), и первые две гармоники шума двигателя ($f_{1д}, f_{2д}$). Также следует обратить внимание, что частоты 5-й гармоники частоты следования вспышек в цилиндре и 2-й гармоники шума вращения винта совпали, и поэтому в спектре выделяется только 2-я гармоника частоты следования лопастей винта.

В табл. 5 представлены частоты f и уровни L гармонических составляющих шума СУ самолетов МАИ-223М и МАИ-890У, соответствующие узкополосным спектрам на рис. 6.

Можно видеть (рис. 6 и табл. 5), что среди гармонических составляющих шума, обусловленных работой двигателя, излучение на частоте первой гармоники шума двигателя $f_{1д}$ является наиболее значимым в суммарном шуме СУ по сравнению с другими составляющими акустического излучения от двигателя. Особенно, если рассматривать акустическое поле силовой установки, включающей двигатель, незаключенный в капот. В этом случае уровень 1-й гармоники шума двигателя превышает уровни других гармонических составляющих,

Таблица 5

Частоты и уровни отдельных гармонических составляющих шума СУ самолетов «МАИ-890У» и «МАИ-223М», соответствующие спектрам на рис. 6

Обозначение спектрального уровня	МАИ-890У (двигатель без капота)		МАИ-223М (двигатель заключен в капот)	
	Частота, Гц	L , дБ	Частота, Гц	L , дБ
$f_{1в}$	98,44	85,14	95,31	78,53
$f_{2в}$	196,88	81,31	190,62	79,27
$f_{3в}$	295,31	76,29	285,94	76,02
$f_{4в}$	390,62	64,41	381,25	70,31
$f_{1ц}$	39,06	59,07	37,5	58,43
$f_{2ц}$	79,69	62,48	76,56	58,95
$f_{3ц}$	118,75	63,25	115,62	65,96
$f_{6ц}$	239,06	62,58	232,81	61,28
$f_{7ц}$	278,12	67,42	270,31	69,66
$f_{1д}$	159,38	82,84	154,69	73,06
$f_{2д}$	318,75	70,22	309,38	61,47

обусловленных работой двигателя, как минимум на 10 дБ и соизмерим с уровнями гармонических составляющих шума винта. Таким образом, 1-я гармоника шума двигателя $f_{1д}$ является «основным тоном» двигателя, и в дальнейшем «основной тон» использовался для оценки влияния капотирования двигателя на акустические характеристики СУ.

С этой целью для каждого режима работы СУ определялся уровень звуковой мощности на частоте излучения основного тона двигателя, а также суммарный уровень звуковой мощности СУ согласно выражению (1).

На рис. 7 представлены зависимости уровня звуковой мощности от режима работы СУ для заключенного в капот двигателя СУ самолета МАИ-223М и для двигателя СУ самолета МАИ-890У без капота. Можно видеть, что заключение двигателя

пот, как правило, приводит к существенному снижению вклада основного тона двигателя в суммарную звуковую мощность СУ самолета на всех рассматриваемых режимах работы СУ.

Характеристики направленности суммарного гармонического излучения авиационных поршневых двигателей

На основании выполненных измерений были получены нормализованные характеристики направленности излучения авиационных поршневых двигателей.

Относительные уровни звукового давления ΔL рассчитывались для осредненных характеристик по шести режимам работы СУ:

$$\Delta L = L_{\varphi} - L_{\varphi=0}, \quad (2)$$

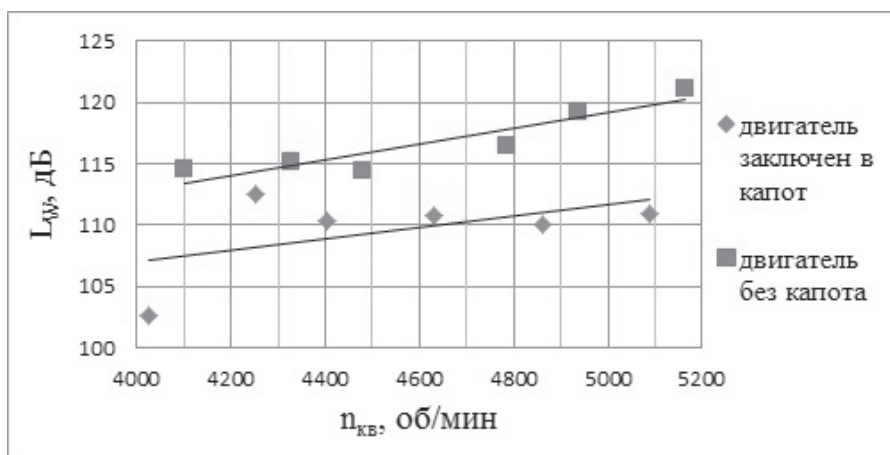


Рис. 7. Влияние капотирования двигателя на уровень звуковой мощности основного тона двигателя при различных режимах работы СУ

в капот приводит к значительному (до 10 дБ) снижению уровней звуковой мощности основного тона двигателя в зависимости от режима работы СУ. Это показывает, что существенная часть акустической энергии поршневого двигателя на частоте основного тона излучается через корпус двигателя, а заключение двигателя в капот может быть предложено на основании полученных экспериментальных данных как один из конструктивных способов существенного снижения шума силовой установки самолета МАИ-890У.

Результаты расчетной оценки вклада основного тона двигателя в суммарную звуковую мощность СУ рассматриваемых самолетов представлены в табл. 6. Здесь возрастание номера режима соответствует возрастанию номинальной частоты вращения коленвала ($n_{кв}$) и располагаемой мощности СУ.

На основании полученных данных можно сделать вывод о том, что заключение двигателя в ка-

Таблица 6

Вклад излучения на частоте основного тона двигателя (в процентном соотношении) в суммарную звуковую мощность СУ самолетов МАИ-890У (двигатель без капота) и МАИ-223М (двигатель заключен в капот) в зависимости от режима работы СУ

№ режима	$n_{кв}$, об/мин	Вклад основного тона двигателя («МАИ-90У»), %	Вклад основного тона двигателя («МАИ-23М»), %
1	4000	18,5	3
2	4200	19,5	17
3	4400	12	6
4	4600	14,8	6
5	4800	18,2	3
6	5000	18,2	2,5

где L_φ — уровень звукового давления, соответствующий азимутальному углу φ ; $L_{\varphi=0}$ — уровень звукового давления, соответствующий направлению излучения $\varphi = 0$.

На рис. 8 представлены нормализованные осредненные по шести режимам работы характеристики направленности суммарного гармонического излучения авиационных поршневых двигателей. Можно видеть, что характерные максимумы излучения авиационных двигателей АШ-62ИР и ROTAX-912ULS соответствуют азимутальным углам 0° — в передней полусфере и $135-150^\circ$ — в задней полусфере.

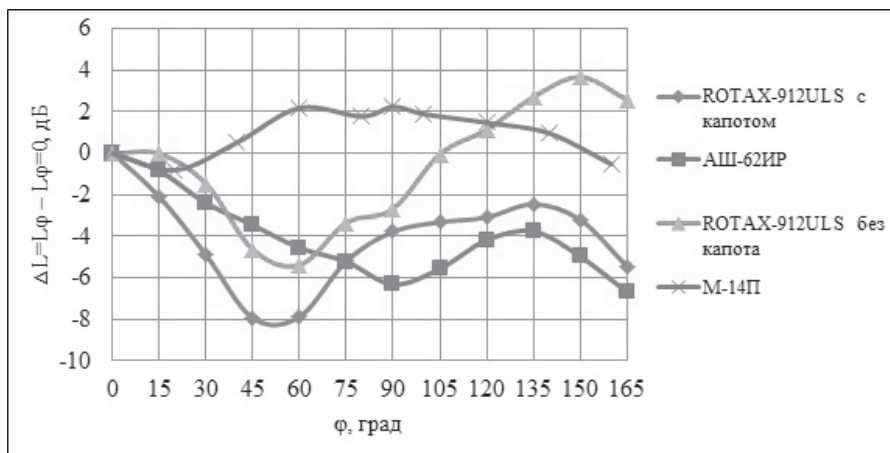


Рис. 8. Обобщенные нормализованные характеристики направленности шума авиационных поршневых двигателей

Излучение от двигателя М-14П происходит относительно равномерно по пространству в направлении углов $60-120^\circ$. Характерные минимальные уровни шума двигателя наблюдаются по оси коленвала, т.е. в направлении 0° — в передней полусфере и 180° — в задней полусфере.

Следует заметить, что излучение от поршневых двигателей АШ-62ИР и ROTAX-912ULS определяет суммарный уровень шума СУ самолетов Ан-2, МАИ-223М и МАИ-890У в передней полусфере в направлении 0° , в то же время излучение от воздушного винта, как правило, доминирует в задней полусфере в направлении $105-120^\circ$ [18, 19].

Выводы

В статье представлены результаты экспериментальных исследований акустических характеристик силовых установок легкомоторных самолетов, дан краткий обзор механизмов генерации шума авиационных поршневых двигателей. Показано, что спектр излучения винтомоторной силовой установки включает в себя гармоническую и широкополос-

ную составляющие шума, источниками которых являются поршневой двигатель и воздушный винт.

В результате экспериментального исследования акустических характеристик СУ легкомоторных самолетов Ан-2, Як-18Т, МАИ-223М и МАИ-890У:

1. Определена роль излучения от поршневого двигателя в суммарном шуме рассматриваемых винтомоторных силовых установок.

2. Экспериментально установлено, что капотирование двигателя приводит к снижению уровня звуковой мощности основного тона поршневого двигателя и к уменьшению его роли в суммарном шуме СУ. Таким образом, капотирование двигателя может рассматриваться как конструктивный

способ снижения шума легкомоторного самолета на местности.

3. Получены характеристики направленности излучения авиационных поршневых двигателей, которые могут использоваться в прогностических моделях шума.

Авторы статьи выражают благодарность начальнику авиабазы МАИ Кожевникову Евгению Владимировичу и сотрудникам ОСКБЭС МАИ за помощь в организации и проведении акустических испытаний легкомоторных самолетов.

Библиографический список

1. Охрана окружающей среды. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. — Монреаль, Канада. Международная Организация Гражданской Авиации. 2011. Т. 1. Авиационный шум. — 242 с.
2. Авиационные Правила. Часть 36. Сертификация воздушных судов по шуму на местности/ Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2003. — 122 с.

3. *Heller H., Dahlen H. and Dobrzynski W.* Acoustic of Ultralight Airplanes // Journal of Aircraft. 1990. Vol. 27. No. 6, pp. 529-535.
4. *Oleson R.D., Patrick H.* Small aircraft propeller noise with ducted propeller // AIAA.1998.Paper 2284.
5. *Lefebvre T., Canard S., Le Tallec C., Beaumier P., David F.* ANIBAL: A new aero-acoustic optimized propeller for light aircraft applications // 27th Congress of ICAS. Nice. France. 19-24 September 2010.
6. *Мошков П.А.* Классификация источников шума легких винтовых самолетов на местности // Научно-технический вестник Поволжья. 2015. №4. С. 101-106.
7. *Шатров М.Г., Яковенко А.Л., Кричевская Т.Ю.* Шум автомобильных двигателей внутреннего сгорания: Учеб. пособие. — М.: МАДИ, 2014. — 68 с.
8. *Иванов Н.И.* Инженерная акустика. Теория и практика борьбы с шумом: Учебник. — М.: Университетская книга, Логос, 2008. — 424 с.
9. *Хекл М., Мюллер Х.А.* Справочник по технической акустике: Пер. с нем. — Л.: Судостроение, 1980. — 440 с.
10. *Харкевич А.А.* Спектры и анализ. — М.: Физматгиз, 1962. — 236 с.
11. *Малкин И.В.* Разработка технических средств снижения шумовых излучений системы газообмена двигателя легкового автомобиля: дис. ... канд. техн. наук. — М.: ГНЦ РФ «НАМИ», 2014. — 245 с.
12. *Бочаров В.Е., Гутман Л.Д.* Авиационный мотор АШ-62ИР. Описание конструкции и эксплуатация. — М.: Редакционно-издательский отдел Аэрофлота, 1951. — 305 с.
13. *Лабазин П.С.* Авиационный двигатель АШ-62ИР. — М.: Транспорт, 1972. — 354 с.
14. Руководство по технической эксплуатации самолета «МАИ-223М». — М.: Изд-во МАИ, 2013. — 138 с.
15. *Лапшин А.М., Анохин П.И.* Авиационный двигатель М-14П: Учеб. пособие для летных училищ. — М.: Транспорт, 1976. — 229 с.
16. *Кажан В.Г., Мошков П.А., Самохин В.Ф.* Природный фон при проведении акустических испытаний самолетов на аэродроме базирования малой авиации // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. №7. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/782827.html> (дата обращения 15.07.2015).
17. Расчеты и измерения характеристик шума, создаваемого в дальнем звуковом поле реактивными самолетами / Под ред. Л.И. Соркина. — М.: Машиностроение, 1968. — 99 с.
18. *Мошков П.А.* Некоторые результаты экспериментального исследования акустических характеристик силовой установки сверхлегкого самолета в статических условиях // Научно-технический вестник Поволжья. 2014. №6. С. 265-270.
19. *Самохин В.Ф., Мошков П.А.* Экспериментальное исследование акустических характеристик силовой установки самолета «Ан-2» в статических условиях // Труды МАИ. 2015. Вып. №82. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58711> (дата публикации 26.06.2015).
20. *Мошков П.А., Яковлев А.А.* Экспериментальное исследование влияния капотирования двигателя на акустические характеристики авиационной поршневой силовой установки // Научно-технический вестник Поволжья. 2014. №6. С. 271-274.

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF PISTON ENGINE SHARE IN THE LIGHT PROPELLER AIRCRAFT POWER PLANT TOTAL NOISE

Moshkov P.A. *, Samokhin V.F. **

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

** e-mail: moshkov89@bk.ru*

*** e-mail: samokhin_yf@mail.ru*

Abstract

The article presents the results of experimental determination of the of the piston engine share in the total power plants noise of the light propeller aircrafts An-2 and Yak-18T, MAI-223M and MAI-890U, performed under static conditions at the local aerodrome. The article provides a brief overview of the mechanisms of noise generation by the aircraft piston engines. The power plant emission band consists of harmonic and broadband components. Its sources are piston engines and propellers.

Based on measurements at several points of the acoustic far-field narrowband spectra we separated harmonic components emitted by the propeller from those emitted by the engine. Separation of the high-frequency component of the engine broadband noise against the background of the propeller whirligig noise appeared to be impossible. The possible source of the dominant radiation is the turbulent wake behind the rotating blades. The important share of piston engine harmonic emission of the total emission power of engine-

propeller power plant is experimentally revealed, and under lower engine operating modes An-2 and Yak-18T (at Mach circumferential propeller velocities less than 0.7) in particular.

The paper presents the factors affecting the piston engine share in the total propeller power plant noise. It also studied the effect of nosing engine on acoustic power level of the engine fundamental tone. It was found that the nosing of the engine could be considered as one of the ways of the afield noise reduction of ultralight aircraft MAI-890U.

We obtained acoustic emission patterns of piston engines typical for light aircraft. Aircraft ASH-62IR and ROTAX-912ULS engines emission characteristic maximums correspond to the azimuth angles of 0° in the forward hemisphere and of 135-150° in the rear hemisphere. M-14P engine emission is relatively even over the space in the direction angles of 60-120°. Typical minimum levels of engine noise observed on the axis of the crankshaft, i.e. in the direction of 0° in the forward hemisphere and 180° in the rear hemisphere. One can use these emission patterns in the future for the noise prediction models of aircraft piston engines.

Keywords: aviation piston engine noise, engine-propeller power plant noise, afield aircraft noise.

References

1. *Environmental Protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation*, Montreal, Kanada, ICAO, 2011. Vol. 1 "Aircraft Noise", 228 p.
2. *Aviatsionnye Pravila. Chast' 36. Sertifikatsiya vozdushnykh sudov po shumy na mestnosti* (Aviation Regulations. Pt. 36. Aircraft afield noise certification), Moscow, Aviaizdat, 2003, 122 p.
3. Heller H., Dahlen H. and Dobrzynski W. Acoustic of Ultralight Airplanes. *Journal of Aircraft*. 1990, vol. 27, no. 6, pp. 529-535.
4. Oleson R.D., Patrick H. Small aircraft propeller noise with ducted propeller. *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)*, 1998, no. 98, pp. 2284.
5. Lefebvre T., Canard S., Le Tallec C., Beaumier P., David F. ANIBAL: A new aero-acoustic optimized propeller for light aircraft applications. *27th Congress of ICAS*. Nice, France, 19-24 September 2010.
6. Moshkov P.A. *Nauchno-tehnicheskii vestnik Povolzh'ya*, 2015, no. 4, pp. 101-106.
7. Shatrov M.G., Yakovenko A.L., Krichevskaya T.Yu. *Shum avtomobil'nykh dvigatelei vnutrennego sgoraniya* (Automobile combustion engine noise), Moscow, MADI, 2015, 68 p.
8. Ivanov N.I. *Inzhenernaya akustika. Teoriya i praktika bor'by s shumom* (Engineering acoustics. Theory and practice of noise control), Moscow, Universitetskaya kniga. Logos, 2008, 424 p.
9. Khekl M., Myuller Kh.A. *Spravochnik po tekhnicheskoi akustike* (Handbook of Technical Acoustics), Leningrad, Sudostroenie, 1980, 440 p.
10. Kharkevich A.A. *Spektry i analiz* (Spectra and analysis), Moscow, Fizmatgiz, 1962, 236 p.
11. Malkin I.V. *Razrabotka tekhnicheskikh sredstv snizheniya shumovykh izlucheniiv sistemy gazoobmena dvigatelya legkovogo avtomobilya* (Development of technical means of car engine gas exchange noise emission reduction), Doctor's thesis, Moscow, NAMI, 2014, 245 p.
12. Bocharov V.E., Gutman L.D. *Aviatsionnyi motor ASH-62IR. Opisaniye konstruksii i ekspluatatsiya* (Aircraft engine ASH-62IR. Structure and exploitation), Moscow, Redaktsionno-izdatel'skii otdel Aeroflota, 1951, 305 p.
13. Labazin P.S. *Aviatsionnyi dvigatel' ASH-62IR* (Aircraft engine ASH-62IR), Moscow, Transport, 1972, 354 p.
14. *Rukovodstvo po tekhnicheskoi ekspluatatsii samoleta "MAI-223M"* (Maintenance manual of the aircraft "MAI-223M"), Moscow, MAI, 2013, 138 p.
15. Lapshin A.M., Anokhin P.I. *Aviatsionnyi dvigatel' M-14P* (Aircraft engines M-14P), Moscow, Transport, 1976, 229 p.
16. Kazhan V.G., Moshkov P.A., Samokhin V.F. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana*, 2015, no. 7, available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/782827.html> (accessed 15.07.2015).
17. Sorkin L.I. *Raschety i izmereniya kharakteristik shuma, sozdavaemogo v dal'nem zvukovom pole reaktivnymi samoletami* (Jet plane noise, generated by far field, characteristics calculation and measuring), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 99 p.
18. Moshkov P.A. *Nauchno-tehnicheskii vestnik Povolzh'ya*, 2014, no. 6, pp. 265-270.
19. Samokhin V.F., Moshkov P.A. *Trudy MAI*, 2015, no. 82, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=58711> (accessed 26.06.2015).
20. Moshkov P.A., Yakovlev A.A. *Nauchno-tehnicheskii vestnik Povolzh'ya*, 2014, no. 6. pp. 271-274.