

УДК 621.43:629.7.03.035:534.83:629.735.33

## **Экспериментальное исследование акустических характеристик силовой установки самолета «Ан-2» в статических условиях**

**Самохин В.Ф.<sup>1\*</sup>, Мошков П.А.<sup>2\*\*</sup>**

<sup>1</sup>*Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского,  
Ул. Радио, 17, Москва, 105005*

<sup>2</sup>*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Волоколамское шоссе д.4, Москва, ГСП; А-80, 125993*

*\*e-mail: [samohin\\_vf@mail.ru](mailto:samohin_vf@mail.ru)*

*\*\*e-mail: [alex@mail.ru](mailto:alex@mail.ru)*

### **Аннотация**

В статье представлены основные результаты экспериментального исследования акустических характеристик силовой установки (СУ) самолета «Ан-2» в статических условиях. Получены энергетические, пространственные и спектральные характеристики акустического излучения СУ. Установлено, что основная доля энергии акустического излучения СУ сосредоточена в области низких частот (16-100 Гц). В этой области частот максимальная спектральная плотность соответствует излучению на частотах, кратных частоте следования лопастей винта, а также частотам, кратным частоте следования вспышек в цилиндрах двигателя. Источником низкочастотной (до 500 Гц) составляющей широкополосного излучения являются винт и двигатель. Доминирующим источником широкополосной высокочастотной составляющей является вихревая

пелена за винтом. Доля высокочастотного широкополосного акустического излучения (1000-5000 Гц) в общей акустической мощности силовой установки не превышает 1%. Акустический КПД СУ самолета «Ан-2» с 4-х лопастным винтом на максимальном режиме работы равен  $\approx 0,055\%$ , что в 2-3 раза ниже, чем у самолетов с 2-х лопастными винтами.

**Ключевые слова:** воздушный винт, шум воздушного винта, шум поршневой силовой установки, шум легких винтовых самолетов.

### **Введение**

Проблема шума на местности легких винтовых самолетов (ЛВС) является весьма актуальной в гражданской авиации, поскольку действующие нормы ИКАО [1] на предельно допустимые уровни шума на местности ЛВС периодически ужесточаются. Основным источником шума на местности таких летательных аппаратов (ЛА) является силовая установка (СУ), в состав которой для самолетов с взлетным весом менее  $\sim 4000$  кг входят, как правило, один или два поршневых двигателя и одиночные воздушные винты различной конструкции и компоновки. Несмотря на давнюю историю изучения механизмов генерации шума воздушным винтом и поршневым двигателем, некоторые аспекты процесса генерации шума остаются неясными и сегодня. Поэтому исследование механизмов генерации шума винтомоторными силовыми установками представляется актуальным и важным для решения проблем экологии легких винтовых самолетов.

Данная работа является продолжением исследований авторов акустических характеристик легких винтовых самолетов и малоразмерных ЛА [2,3,4].

### **Акустические характеристики силовой установки самолета**

#### ***Объект исследования и методика проведения акустических испытаний***

В настоящей работе представлены основные результаты акустических испытаний легкого винтового самолета «Ан-2» в статических условиях, выполненных на аэродроме Московского авиационного института. Общий вид самолета представлен на рисунке 1. Стояночный угол самолета составляет  $11,83^\circ$ .

Силовая установка состоит из 9-ти цилиндрового звездообразного четырехтактного поршневого двигателя воздушного охлаждения «АШ-62ИР», заключенного в капот, и тянущего 4-х лопастного автоматического воздушного винта прямой схемы «АВ-2» диаметром 3,6 м. На двигателе установлен редуктор, передаточное число которого равно 0,6875.



Рисунок 1 – Общий вид самолета «Ан-2»

Система выхлопа двигателя организована таким образом, что выхлопные газы выбрасываются через один выхлопной патрубок с правой стороны самолета. В свою очередь, измерительные микрофоны располагались с другой стороны относительно выхлопа двигателя, и поэтому следует ожидать, что полученные экспериментальные данные относятся в большей степени к шуму только воздушного винта.

Акустические испытания проведены для шести различных режимов работы силовой установки, характеризующихся различной частотой вращения коленвала двигателя и, следовательно, различной эффективной мощностью двигателя. При испытаниях частота вращения коленвала двигателя изменялась в пределах  $1100 \div 2100$  об/мин с шагом 200 об/мин. Данные о режимах работы силовой установки в статических условиях, включающие значения частоты вращения коленвала двигателя ( $n_{кв}$ ), эффективной мощности двигателя ( $N_e$ ) [5,6], давления наддува ( $p_{над}$ ) и числа Маха окружной скорости потока в концевом сечении лопасти винта ( $M_{окр}$ ) представлены в таблице 1. Данные об эффективной мощности были взяты с дроссельной характеристики двигателя, представленной на рисунке 2 [5]. Точки на рисунке 2 с номерами 3÷6 соответствуют режимам работы СУ, представленным в таблице 1.

Во время испытаний измерялось звуковое давление в 13-ти точках акустического поля, расположенных на дуге окружности радиусом 30 метров и с шагом  $15^\circ$  (рисунок 3). Центр окружности совпадал с проекцией втулки винта на земную поверхность. Направление  $0^\circ$  соответствовало излучению в переднюю

полусфере в плоскости, проходящей через ось винта, а направление  $90^\circ$  соответствовало направлению излучения в плоскости диска винта. Измерительные точки располагались на уровне земной поверхности, что позволяло исключить влияние интерференции звука на измеряемые уровни шума.

Таблица 1 - Режимы работы силовой установки самолета «Ан-2» при испытаниях в статических условиях

№ режима	$n_{кв}$ , об/мин	$P_{над}$ , мм.рт.ст	$N_e$ , кВт	$M_{окр}$
1	1100	-	-	0,42
2	1300	-	-	0,49
3	1500	530	220,65	0,57
4	1700	615	312,6	0,64
5	1900	745	422,9	0,72
6	2100	900	603,11	0,8

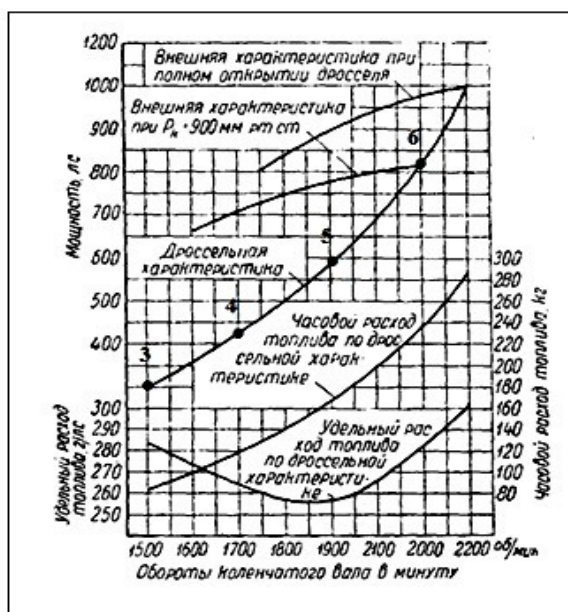


Рисунок 2 – Внешняя скоростная и дроссельная характеристики двигателя «АИШ-62ИР»

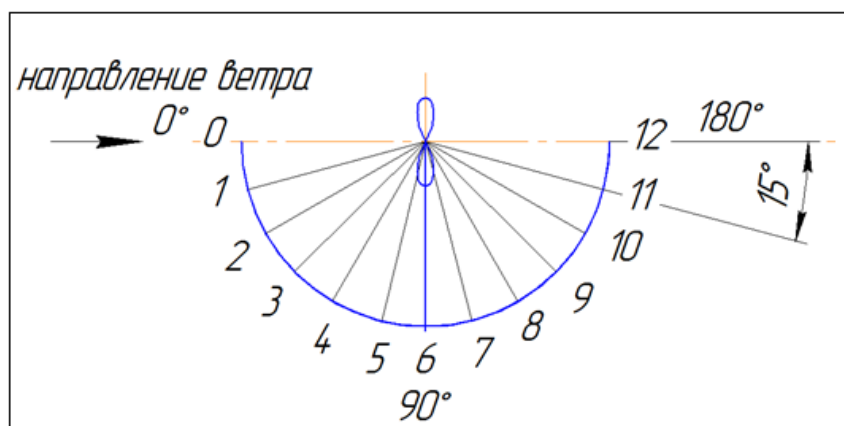


Рисунок 3 - Схема расположения точек измерения шума на дуге окружности радиусом 30 м.

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 13-ти измерительных каналов. Обработка измеренного звукового давления включала в себя получение узкополосных спектров с шириной полосы 1,56 Гц в диапазоне частот 0-10000 Гц и третьоктавных спектров звукового давления в диапазоне частот 16-10000 Гц.

Во время испытаний проводилось измерение параметров атмосферы (температуры, давления и относительной влажности), а также скорости и направления ветра.

### ***Энергетические характеристики акустического излучения СУ***

На основании измеренных в 13-ти точках акустического поля третьоктавных и узкополосных спектров уровней звукового давления выполнен

энергетический анализ акустического поля силовой установки самолета. Суммарный уровень звуковой мощности, а также уровни звуковой мощности отдельных составляющих излучения рассчитывались в соответствии с соотношением [7]:

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

Где  $R$  - расстояние от источника до точки измерения шума,  $\varphi$  – угол направления излучения и соответствующий ему уровень звукового давления –  $L$ .

На рисунке 4 представлены измеренные уровни мощности: суммарного акустического излучения (16-10000 Гц) силовой установки самолета; излучения на частотах 1-й гармоники шума вращения винта и 7-й гармоники шума цилиндра двигателя; суммарного излучения СУ в диапазоне частот 16-100 Гц, суммарного гармонического излучения на первых 10-ти гармониках, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах, в зависимости от числа Маха окружной скорости потока в концевом сечении лопасти винта.

Можно видеть, что суммарный уровень звуковой мощности для всех режимов работы СУ определяется излучением в области частот низких частот (16 – 100 Гц). При этом уровни акустической мощности излучения на частотах первой гармоники шума вращения винта и 7-й гармоники шума цилиндра практически одинаковы при числах Маха окружной скорости  $M_{окр} < 0,64$ , а при  $M_{окр} > 0,72$  уровни мощности излучения цилиндров на частоте 7-й гармоники и суммарного излучения первых 10-ти гармоник с ростом  $M_{окр}$  даже несколько уменьшаются. При повышенных режимах работы СУ ( $M_{окр} > 0,72$ ) излучение на

частоте следования лопастей винта начинает фактически определять суммарный уровень звуковой мощности СУ самолета.

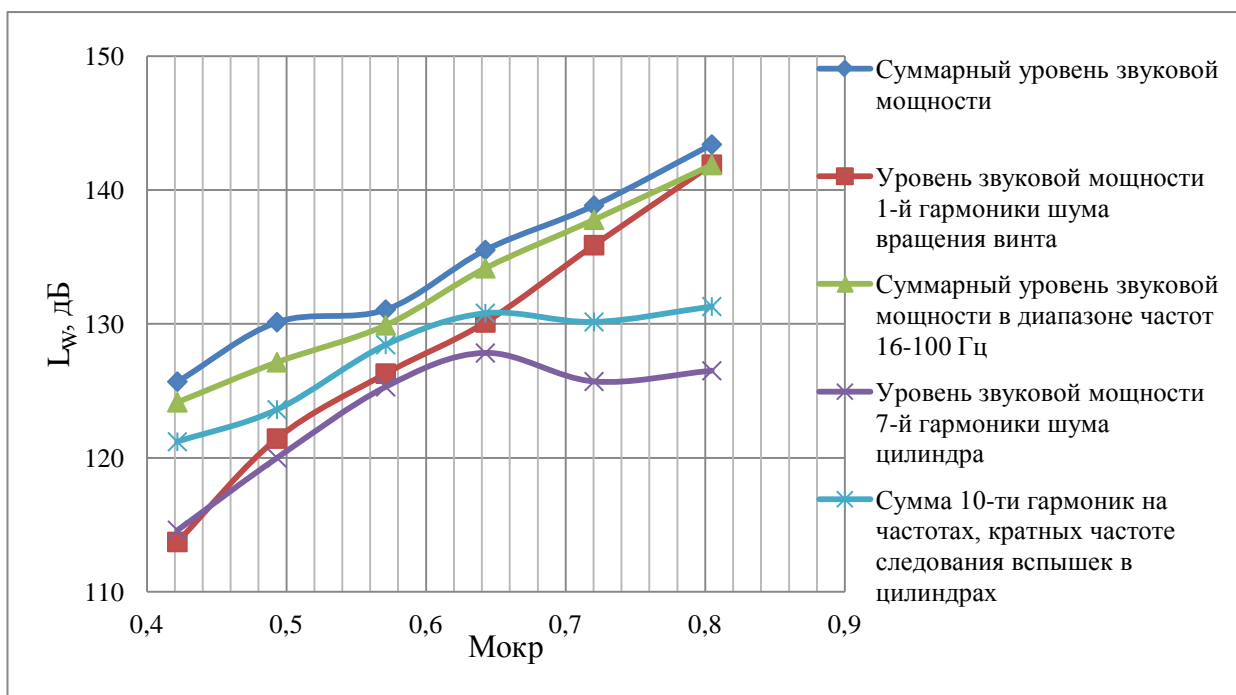


Рисунок 4 – Влияние режима работы СУ на суммарный уровень звуковой мощности (16-10000 Гц), а также на уровни звуковой мощности отдельных составляющих излучения

Представляет интерес провести количественную оценку вклада различных спектральных составляющих ( $W_i$ ) акустического излучения СУ в суммарную ( $W_\Sigma$ )

звуковую мощность:  $\Delta = \frac{W_i}{W_\Sigma}, \%$ .

Результаты такой оценки приведены в таблице 2 и на рисунке 5, где обозначено:  $W_{(16-100 \text{ Гц})}$  - суммарная мощность излучения в диапазоне частот 16-100 Гц,  $W_{1в}$  –мощность излучения на частоте 1-й гармоники шума вращения винта,  $W_{2в}$  –мощность излучения на частоте 2-й гармоники шума вращения винта,  $W_{7ц}$  –мощность излучения на частоте 7-й гармоники шума цилиндра,  $W_{\Sigma 1-5в}$  – суммарная звуковая мощность первых пяти гармоник шума вращения винта,  $W_{\Sigma 1-}$



$W_{10ц}$  – суммарная звуковая мощность первых 10-ти гармоник на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах,  $W_{ш-вч}$  – мощность суммарного широкополосного излучения в области частот 1000-5000 Гц.

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

№ режима (M <sub>ОКР</sub> )	$W_{(16-100 \text{ Гц})}$ , (%)	$W_{1в}$ , (%)	$W_{2в}$ , (%)	$W_{7ц}$ , (%)	$W_{\Sigma 1-5в}$ , (%)	$W_{\Sigma 1-10ц}$ , (%)	$W_{ш-вч}$ , (%)
1 (0.42)	70	6	14	8	27	36	0,8
2 (0.49)	50	14	7	10	31	22	0,7
3 (0.57)	76	33	5	26	41	55	0,6
4 (0.64)	73	29	10	17	42	34	0,6
5 (0.72)	78	51	10	5	64	14	0,4
6 (0.80)	70,6	70,3	15	2	94	5	0,4

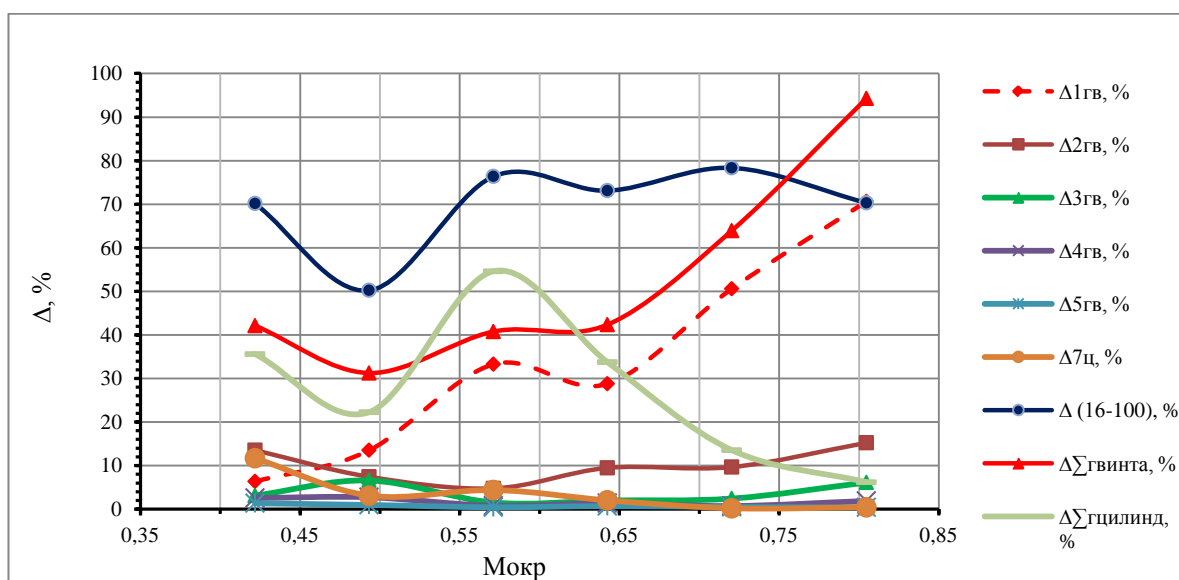


Рисунок 5 - Оценка вклада различных спектральных составляющих акустического излучения в суммарную звуковую мощность СУ самолета «Ан-2» в статических условиях

Как видно из табличных данных (таблица 2) и графиков на рисунке 5, основная доля энергии (до 78%) акустического излучения СУ легкого винтового самолета при умеренных величинах числа Маха окружной скорости  $M_{окр} \leq 0,72$  сосредоточена в области низких частот (16-100 Гц) и важную роль здесь играет низкочастотная широкополосная составляющая излучения и гармоническая составляющая излучения на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах, и излучения на частоте следования лопастей винта. Обращает на себя внимание (таблица 2) тот факт, что значительная доля энергии (до 55%), излучаемой на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндре, при  $M_{окр} = 0,57$  (режим 3) сравнима с долей энергии (до 41%), излучаемой на частотах первых пяти гармоник шума вращения винта.

Роль высокочастотного широкополосного акустического излучения (1000-5000 Гц) в общей акустической мощности силовой установки невелика и доля этого излучения в общей акустической мощности силовой установки не превышает 1% (таблица 2) во всем рассматриваемом диапазоне чисел Маха окружной скорости. Источником данного типа излучения может быть вихревая пелена, образующаяся за вращающимися лопастями.

Ранее [8,9] было установлено, что мощность акустического излучения малонагруженного воздушного винта, у которого доминирующими являются источники дипольного типа, пропорциональна числу Маха характерной скорости обтекания профиля лопасти в восьмой степени " $M_{окр}^8$ ", квадрату коэффициента тяги винта " $\alpha^2$ " и коэффициенту мощности " $\beta$ ":

$$W_{\bar{p}} = c_1 \frac{\rho a^3}{c_0^3} \left[ \alpha^2 + \frac{\beta}{(2\pi\bar{r})^2} \right] \frac{M_{\text{окр}}^2}{z^3 b_3} n^6 d^8 \quad , \quad (2)$$

где  $c_1$  – эмпирический коэффициент пропорциональности,  $d$  – диаметр винта (м),  $a$  – максимальная толщина аэродинамического профиля винта на эффективном радиусе (м),  $c_0$  – скорость звука (м/с),  $z$  – число лопастей,  $b_3$  – хорда лопасти в эффективном сечении (м),  $\rho$  – плотность воздуха (кг/м<sup>3</sup>),  $n$  – частота вращения воздушного винта (об/с).

В связи с этим представляет определенный интерес оценить соответствие этих закономерностей экспериментальным данным на примере акустического излучения силовой установки в целом. Ниже в таблице 3 приведены результаты оценки значений показателей степени при эффективной мощности ( $N_e$ ) и при числе Маха окружной скорости ( $M_{\text{окр}}$ ), когда режимы работы силовой установки самолета «Ан-2» соответствуют изменению числа Маха окружной скорости винта в диапазоне  $M_{\text{окр}} = 0,42-0,8$ . На рисунке 6 показаны изменения значений степеней в графической форме. Представленные здесь идентификационные номера спектральных составляющих излучения соответствуют приведенным в таблице 3.

Представленные оценки являются приближенными, поскольку при расчете мощности акустического излучения акустическое поле СУ полагалось осесимметричным относительно оси винта, а в качестве мощности ( $N_e$ ) рассматривалась эффективная мощность силовой установки.

Таблица 3 – Оценка значений показателей степени при мощности ( $N_e$ ) и при числе Маха окружной скорости ( $M_{окр}$ ) для различных спектральных составляющих акустического излучения СУ «Ан-2» в статических условиях

	Сум. излучен. $f=16-$ 10000Гц	Гармоники шума винта						Широкополосные составляющие шума СУ			
		1	2	3	4	5	6	1000- 5000Гц	400- 800Гц	16- 315Гц	16- 100Гц
$N_e$	2,8	3,64	3,87	4,1	3,44	2,66	2,32	2,32	2,8	2,8	2,74
$M_{окр}$	6,05	9,6	6,4	6,1	4,86	4,33	4,45	4,94	5,46	6,09	6,33
$N_e$ п/п	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11

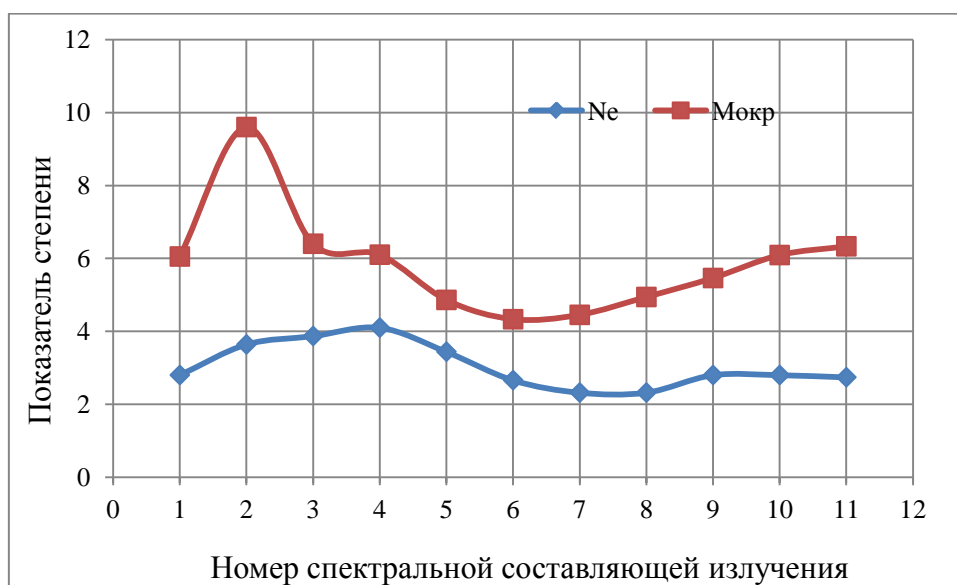


Рисунок 6 - Оценка значений показателей степени при эффективной мощности и числе Маха окружной скорости для разных спектральных составляющих излучения СУ «Ан-2» в статических условиях

Получено, что для мощности суммарного акустического излучения (16-10000 Гц) СУ самолета «Ан-2» справедливы пропорции:

$$W_{\Sigma} \propto N_e^{2,8}, M_{окр}^{6,05}$$

Пониженная зависимость суммарной акустической мощности излучения СУ от окружной скорости винта связана, по-видимому, с тем, что в суммарном излучении присутствует значительная часть энергии от излучения двигателя. Об этом же может свидетельствовать и повышенное (свыше 2) значение показателя степени при  $N_e$ .

Для мощности излучения на частоте первой гармоники шума вращения винта получено, что

$$W_{1в} \propto N_e^{3,64}, M_{окр}^{9,6}$$

Здесь показатели степеней при  $N_e$  и  $M_{окр}$  близки к значениям, которые следуют из соотношения (2). Для остальных гармонических и широкополосных составляющих шума вращения винта и широкополосных составляющих шума винта и двигателя показатели степени при  $N_e$  и  $M_{окр}$  изменяются (рисунок 6) в пределах:

$$W \propto N_e^{2-4}, M_{окр}^{4-6}$$

Колебания показателя степени при  $M_{окр}$  свидетельствует о формировании акустического поля СУ посредством различных механизмов генерации шума, для которых зависимость мощности излучения от скорости обтекания может быть разной. Например, на мощность акустического излучения на частотах высших гармоник шума вращения винта с номерами гармоник 4,5,6, при  $M_{окр} > 0,72$  может оказывать заметное влияние сжимаемость воздуха.

Отмеченные колебания в зависимости мощности акустического излучения источников шума от параметра  $M_{окр}$  могут быть обусловлены также различиями в

режимах обтекания профиля лопасти, характеризуемых числом Рейнольдса ( $Re$ ). На это было обращено внимание при исследовании вихревого шума от вращающихся стержней [10], где получено, что величина показателя степени ( $x$ ) при скорости обтекания стержня ( $V^x$ ) существенно зависит от величины числа Рейнольдса. При изменении значения  $\lg Re$  в диапазоне от 1,8 до 5, итоговая зависимость показателя степени при скорости обтекания сначала падает от 6 до 3, сохраняется равной 3 в диапазоне  $\lg Re \approx 2,65-3,2$ , а затем вновь растет вплоть до 8 и далее.

При акустических испытаниях винтомоторной силовой установки самолета «Ан-2» в статических условиях числа Маха окружной скорости в концевом сечении лопасти изменялись в диапазоне  $M_{окр} = 0,42-0,8$ . Расчетные значения чисел Рейнольдса, определяемые по хорде лопасти и величине окружной скорости на относительном радиусе лопасти, равном 0,8, соответствовали диапазону изменения величин  $\lg Re$  от 6,36 до 6,65.

При этом величина показателя степени при числе Маха окружной скорости для широкополосной составляющей шума СУ в области высоких (1000-5000 Гц) частот получена (таблица 3) равной 4,94, что согласуется с данными работ [3,10,11,12] и свидетельствует о том, что источником высокочастотного широкополосного излучения СУ самолета является вихревая пелена, образующаяся за лопастями винта.

Для зависимости суммарной мощности акустического излучения на гармониках, кратных частоте следования вспышек топлива в цилиндре, от частоты вращения коленвала двигателя получено, что эта мощность

пропорциональна частоте вращения в степени 3,8. Это значение показателя степени близко к величине 4, установленной для двухтактных карбюраторных двигателей внутреннего сгорания [13].

Среди общих акустических характеристик силовой установки ЛВС важную роль в понимании способности генерировать акустическое излучение играет акустический КПД, который показывает отношение мощности акустического излучения к мощности силовой установки. Экспериментальное значение акустического КПД для режима максимальной мощности силовой установки для самолета «Ан-2» (двигатель «АШ-62ИР», винт 4-х лопастной) составляет  $\approx 0,055\%$ , что несколько ниже значений акустического КПД СУ самолета «Як-18Т» [2] – 0,15% (двигатель «М-14П», винт 2-х лопастной) и СУ самолета «Вильга-35А» [3] – 0,123% (двигатель «АИ-14РА», винт 2-х лопастной).

Все двигатели рассматриваемых самолетов выполнены по одной схеме – звездообразные, 9-и цилиндровые, воздушного охлаждения. Пониженное значение акустического КПД у СУ самолета «Ан-2», обусловлено, возможно, применением на самолете относительно менее шумных 4-х лопастных винтов, по сравнению с 2-х лопастными винтами на других самолетах.

### ***Спектральные характеристики акустического излучения СУ***

На рисунках 7 и 8 представлены спектры уровней звукового давления в узких и в третьоктавных полосах частот при работе силовой установки самолета в статических условиях на «номинальном» режиме работы [5,6] (режим 6, таблица

1). Можно видеть, что спектры излучения СУ самолета «Ан-2» содержат как дискретные составляющие в области частот ниже 1000 Гц, так и широкополосные составляющие на частотах свыше 1000 Гц.

Источниками гармонического излучения являются все периодические процессы в двигателе, редуктор двигателя и воздушный винт. При определении частот гармонических составляющих в шуме двигателя обычно рассматривается два типа гармоник: гармоники, частота которых кратна частоте следования вспышек топливной смеси в одном цилиндре ( $f_{Ц}$ ), и гармоники, частота которых кратна частоте вспышек смеси в цилиндрах двигателя в целом ( $f_{Д}$ ). Для 4-х тактного двигателя частоты дискретных составляющих в шуме равны:

- гармоники шума одиночного цилиндра -  $f_{Ц} = k n_{КВ}/2$ ;
- гармоники шума двигателя (всех цилиндров) -  $f_{Д} = k f_{Ц} i$ ;

где  $k$  – номер гармоники,  $n_{КВ}$  – частота вращения коленвала двигателя (об/с),  $i$  – число цилиндров в двигателе. Частота гармоник шума винта  $f_{В} = kn_{В}z_{В}$  определяются как произведение частоты вращения винта ( $n_{В}$ ) на число лопастей ( $z_{В}$ ) и на номер гармоники. Частоты дискретных составляющих шума для каждой шестерни редуктора определяются произведением числа зубцов на обороты шестерни.

Для рассматриваемого на рисунках 7,8 режима работы двигателя значения частот первых гармоник шума одиночного цилиндра и двигателя в целом равны, соответственно, 17,53 Гц и 157,81 Гц, а частота первой гармоники шума вращения 4-х лопастного винта равна 96,88 Гц.



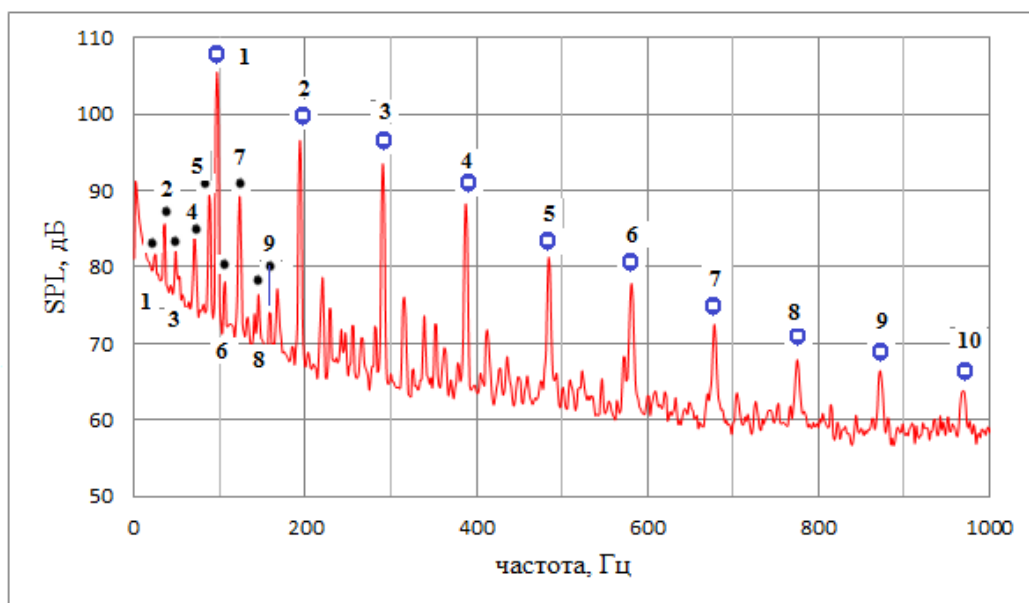


Рисунок 7- Узкополосный спектр акустического излучения силовой установки самолета «Ан-2» в диапазоне частот 0-1000 Гц (Режим 6,  $\varphi=120^\circ$ )

В узкополосном спектре (рисунок 7) выделяется частотный ряд дискретных составляющих, наиболее заметными из которых являются гармоники шума вращения винта (выделяется до 10-ти гармоник в диапазоне частот 100-1000Гц), и гармонические составляющие излучения шума цилиндра до 10-ти гармоник в диапазоне частот 1-200 Гц. Остальные дискретные составляющие в спектре акустического излучения СУ самолета «Ан-2» могут быть отнесены к излучению зубчатых шестерен редуктора и различных агрегатов СУ.

В третьоктавном спектре излучения (рисунок 8) выделяются несколько характерных максимумов уровней звукового давления в полосах с центральными частотами 31,5Гц, 100 Гц, 200 Гц, 315 Гц. В эти полосы попадают 2-я, 6-я и 7-я гармоника шума одиночного цилиндра (35,94 Гц, 106,25 Гц, 123,44 Гц), три гармоники шума вращения винта (96,88 Гц, 193,76 Гц и 290,64 Гц). В области частот свыше 1000 Гц присутствует только широкополосное излучение.



Рисунок 8 - Третьоктавный спектр акустического излучения силовой установки самолета «Ан-2» в диапазоне частот 16-10000 Гц (Режим 6,  $\varphi=120^\circ$ )

Одним из источников широкополосного шума СУ самолета является турбулентный след за лопастями винта, для которого ожидаемая частота шума наибольшей интенсивности, определенная из соотношения для критерия подобия Струхала и геометрических параметров профиля лопасти, равна 612 Гц, что согласуется с частотой характерного максимума в спектре на рисунке 8. Это подтверждает важную роль турбулентного следа за лопастями в генерации винтом излучения с непрерывным по частоте спектром.

При изменении режима работы СУ самолета в сторону увеличения или уменьшения мощности спектр акустического излучения также изменяется – происходит соответствующее изменение уровней спектральных составляющих и смещение частот дискретных составляющих (рисунок 9, режимы 2,4,6 - таблица 1).

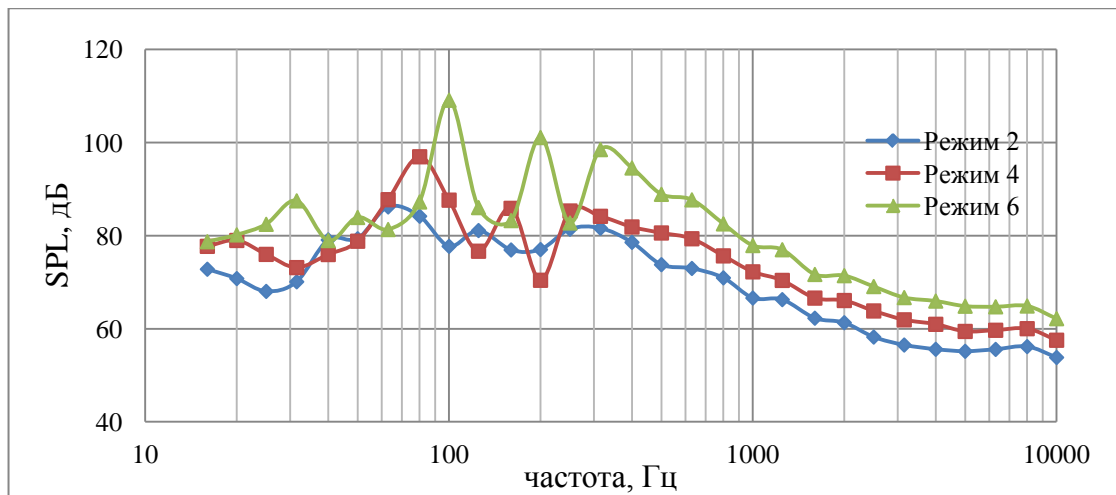


Рисунок 9 – Влияние режима работы на третьоктавный спектр акустического излучения СУ в направлении  $\varphi=105^\circ$

### ***Характеристики направленности акустического излучения СУ***

Ниже представлены экспериментальные данные по направленности акустического излучения СУ самолета «Ан-2» как для суммарного излучения, так и для излучения на частотах отдельных спектральных составляющих.

На рисунке 10 приведены измеренные характеристики направленности суммарного уровня звукового давления (16-10000 Гц) в дальнем акустическом поле для 6-ти режимов работы СУ.

На первых (пониженных) четырех режимах работы СУ характеристика направленности по суммарному уровню звукового давления имеет два характерных максимума – в передней полусфере самолета в области малых азимутальных углов (практически на оси винта), и в задней полусфере в направлениях, соответствующих азимутальным углам  $105^\circ$ - $140^\circ$ . Такая направленность излучения является характерной для источников шума дипольного типа, оси которых направлены по нормали к поверхности лопасти на

относительном радиусе, соответствующем максимуму распределенной вдоль размаха аэродинамической нагрузки.

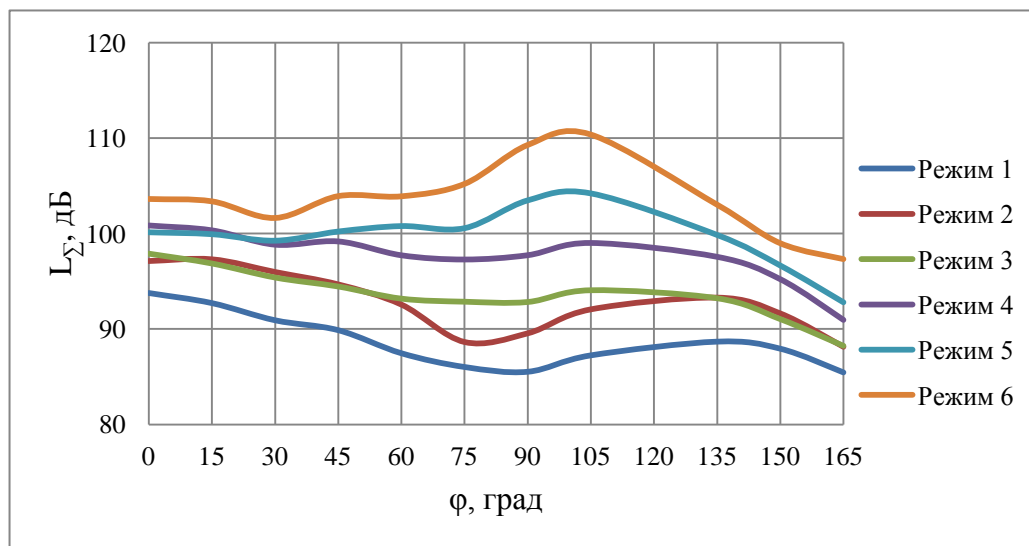


Рисунок 10– Характеристики направленности суммарного акустического излучения в диапазоне частот 16-10000 Гц при различных режимах работы СУ

При повышенных режимах работы СУ (режимы 5 и 6) максимум характеристики направленности суммарного акустического излучения имеет место в задней полусфере самолета в направлениях, соответствующих азимутальным углам  $100^{\circ}$ - $105^{\circ}$ . При этом в передней полусфере на оси самолета уровни звукового давления изменяются незначительно.

Аналогичные характеристики направленности соответствуют гармоническому акустическому излучению винта – первой (рисунок 11) и второй (рисунок 12) гармоникам шума вращения винта при повышенных режимах работы (режимы 5 и 6). Это подтверждает сделанный ранее вывод о

доминировании шума винта в акустическом излучении СУ самолета при повышенных режимах работы ( $M_{окр} > 0,72$ ).

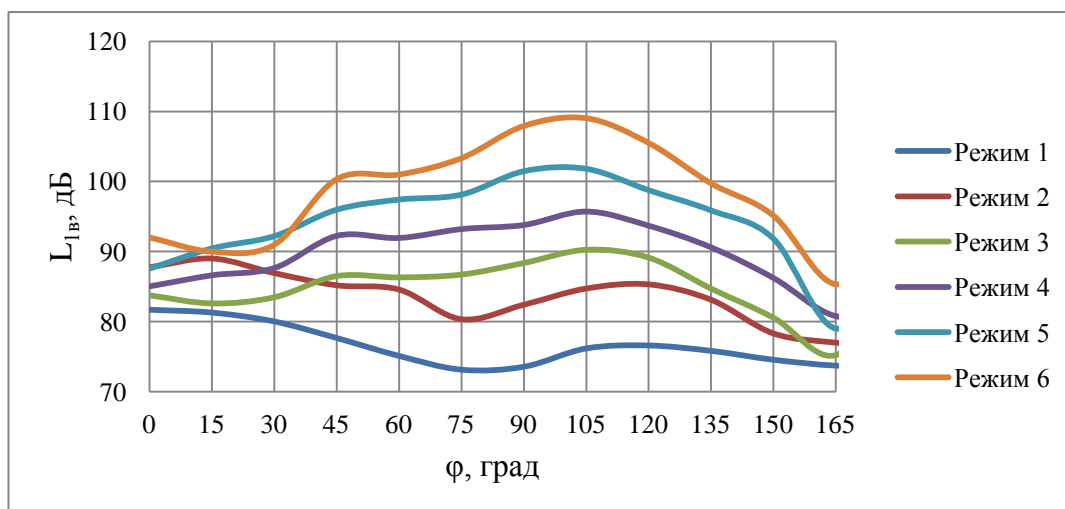


Рисунок 11 – Характеристики направленности излучения на частоте 1-й гармоники шума вращения винта при различных режимах работы СУ

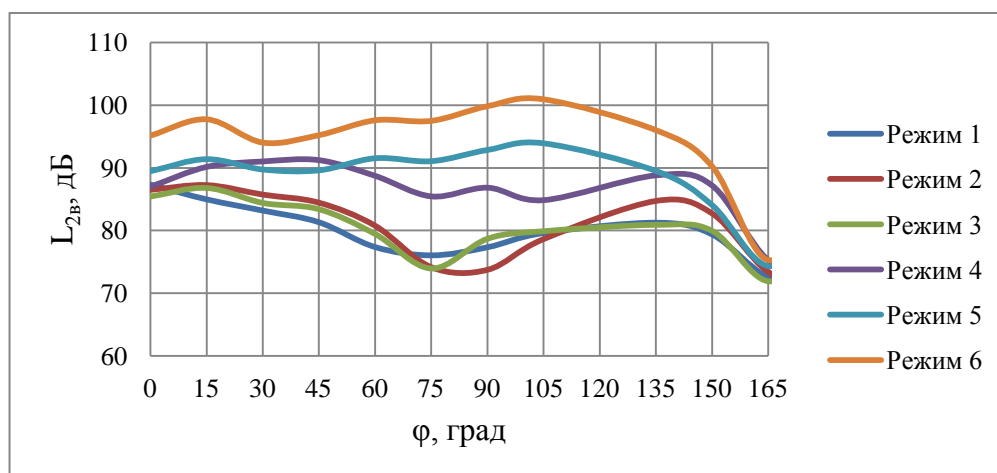


Рисунок 12– Характеристики направленности излучения на частоте 2-й гармоники шума вращения винта при различных режимах работы СУ

Что касается широкополосного акустического излучения СУ самолета в области частот свыше 1000 Гц, то характеристика направленности (рисунок 13) имеет четыре характерных максимума, для которых направления распространения акустического излучения соответствуют азимутальным углам  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $105^\circ$  и  $150^\circ$ .

Сложная пространственная форма характеристики направленности высокочастотного широкополосного излучения указывает на наличие разных источников, важнейшими из которых являются: вихревая пелена за винтом и ее взаимодействие с системой воздушного охлаждения двигателя, а также вихревая составляющая шума выхлопа двигателя.

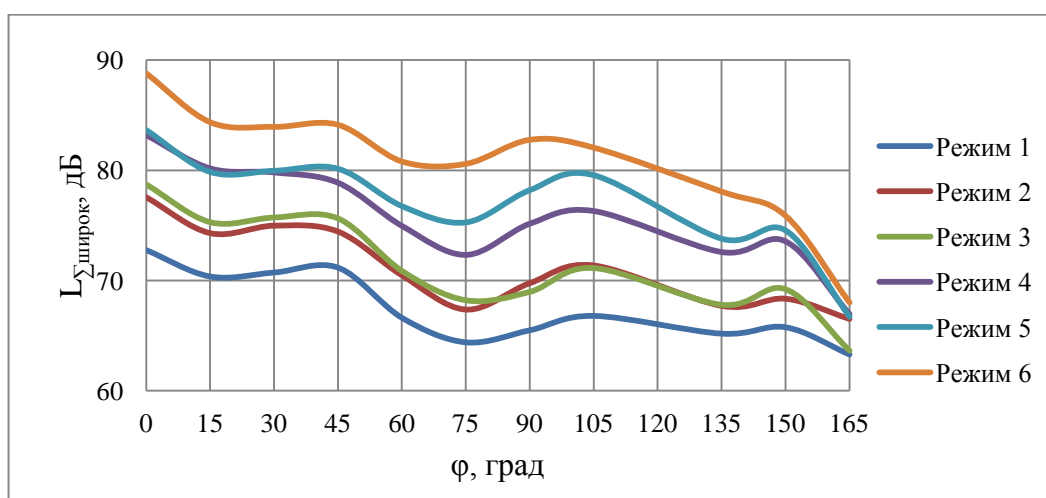


Рисунок 13- Характеристики направленности суммарного непрерывного широкополосного излучения в диапазоне частот 1000-5000 Гц

На рисунке 14 представлены характеристики направленности суммарного гармонического излучения на первых 10-ти частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах двигателя. Максимумы соответствуют азимутальным углам  $0^\circ$  – в передней полусфере и  $120 - 135^\circ$  – в задней полусфере. Некоторое понижение суммарных уровней гармонических составляющих шума на частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндрах, в направлении  $90^\circ$  возможно связано с тем, что двигатель «АШ-62ИР» заключен в капот.

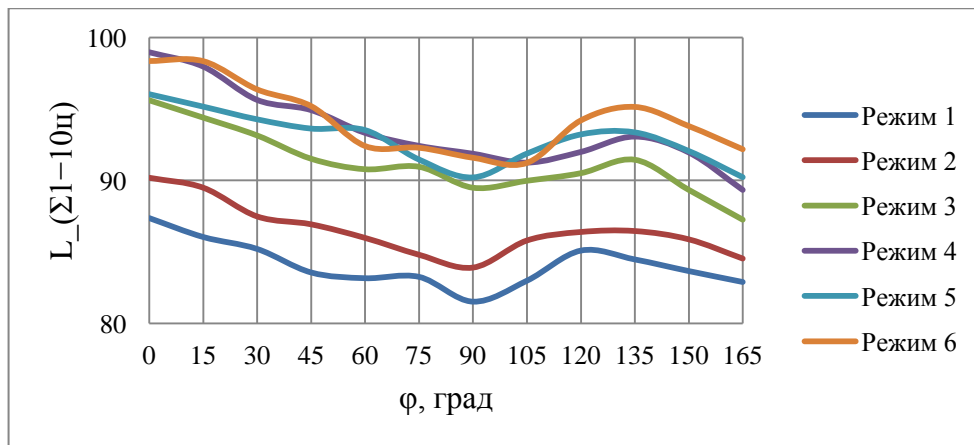


Рисунок 14 – Характеристики направленности суммарного гармонического излучения на первых 10-ти частотах, кратных частоте следования вспышек в цилиндре двигателя

Полученные в эксперименте характеристики направленности суммарного акустического излучения и отдельных спектральных составляющих излучения силовой установки самолета «Ан-2», соответствуют данным, полученным для СУ ЛВС «Як-18Т» [2] и «Вильга-35А» [3] и не противоречат результатам численных и экспериментальных исследований других авторов [14-16].

### Заключение

Таким образом, экспериментально установлено, что основная доля энергии (до 75%) акустического излучения СУ легкого винтового самолета при умеренных величинах числа Маха окружной скорости  $M_{окр} < 0,72$  сосредоточена в области низких частот (16-100 Гц) и важную роль здесь играют гармонические и низкочастотная широкополосная составляющие излучения винта и поршневого двигателя. При высоких числах Маха окружной скорости  $M_{окр} \approx 0,8$  до ~94% акустической энергии СУ излучается винтом, в основном, на гармониках, кратных

частоте следования лопастей воздушного винта. Основным источником широкополосного высокочастотного излучения является вихревая пелена за лопастями воздушного винта.

Выполнена оценка вклада различных спектральных составляющих акустического излучения в суммарную звуковую мощность СУ самолета.

Установлено, что акустический КПД СУ самолета «Ан-2» с 4-х лопастным винтом на максимальном режиме работы равен  $\approx 0,055\%$ , что в 2-3 раза ниже, чем у самолетов с 2-х лопастными винтами.

### **Библиографический список**

1. Охрана окружающей среды. Приложение 16 к конвенции о международной гражданской авиации. Том 1. Авиационный шум. Издание шестое, Июль 2011. – 227 с.
2. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Акустические характеристики легкого винтового самолета с двигателем внутреннего сгорания // Электронный журнал «Труды МАИ», 2012, выпуск № 57: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=30715> (дата публикации 30.06.2012).
3. 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.
4. Самохин В.Ф., Остроухов С.П., Мошков П.А. Экспериментальное исследование источников шумности беспилотного летательного аппарата с винто-



кольцевым движителем в толкающей компоновке // Электронный журнал «Труды МАИ», 2013, выпуск № 70: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=44459> (дата публикации 25.11.2013).

5. Бочаров В.Е., Гутман Л.Д. Авиационный мотор АШ-62ИР. Описание конструкции и эксплуатация. – М.: Редакционно-издательский отдел Аэрофлота, 1951. - 305 с.

6. Лабазин П.С. Авиационный двигатель АШ-62ИР. – М.: Издательство «Транспорт», 1972. - 354 с.

7. Расчеты и измерения характеристик шума, создаваемого в дальнем звуковом поле реактивными самолетами / Под. ред. Соркина Л.И. – М.: Машиностроение, 1968. - 95 с.

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

9. Самохин В.Ф. Об одном подходе к расчету дальнего акустического поля воздушного винта // Труды ЦАГИ, 1988, вып. 2355, С. 65-75.

10. Баженова Л.А., Семенов А.Г. О влиянии числа Рейнольдса на интенсивность вихревого звука при обтекании цилиндрического профиля // Акустический журнал. 2013. Т.59. №5 С. 586-595.

11. Etkin B., Korbacher G. K., Keefe H. T. *Acoustic radiation from a stationary cylinder in a fluid stream* (Aeolian tones). J. Acoust. Soc. Amer. 1957. V. 29. Pt. 1. pp. 30-36.

12. Gerrard J.H. An experimental investigation of the oscillation lift and drag of a circular cylinder shedding turbulent vortices. *J. Fluid Mech.* 1961. V. 11. Pt. 2. pp. 244-256.
13. Кондрашов В.М., Григорьев Ю.С., Тупов В.В. и др Двухтактные карбюраторные двигатели внутреннего сгорания.- М.: Машиностроение, 1990. - 272 с.
14. Ianniello S., Mascio A. D., Salvatore F., Sollo A., Aversano M., and Gennaretti M. Evaluation of Noise Excess for Pushing Propeller Aircraft by CFD Aeroacoustic Calculation, AIAA Paper 2004-3006, May 2004, 17 p.
15. Hanson D.B., Parzych D.J. Theory for noise of propellers in angular inflow with parametric studies and experimental verification. NASA CR, 1993, no. 4499, 108 p.
16. Marulo F., Sollo, A., Aversano, M., Polimero, U., and Perna, F., Measurement and Prediction of Community Noise of a Pusher-Propeller General Aviation Aircraft, AIAA Paper 2005-2984, May 2005, 8 p.