

ВИБРОАКУСТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ПРОГНОЗА ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ЛОПАСТЕЙ ВОЗДУШНОГО ВИНТА САМОЛЕТА ИНТЕГРАЛЬНЫМ МЕТОДОМ СВОБОДНЫХ КОЛЕБАНИЙ

Михаил Владов¹, Виктор Афанасьев², Александр Владов³, Георги Сотиров⁴

¹Молдова, Кишинев, «Comelpro» SRL, e-mail: office@comelpro.com

²Россия, г. Ступино, ОАО «НПП «Аэросила», e-mail: vint@aerosila.ru;

³Россия, г. Москва ООО «Агат Плюс» e-mail: agatplus16@mail.ru

⁴Институт космических исследований и технологий – Болгарской академии наук,
e-mail: gsotirov@space.bas.bg

Ключевые слова: остаточный ресурс лопастей воздушного винта самолета, трещины усталости, запас по повреждаемости лопастей, акустические и вибрационные характеристики лопасти.

Резюме: В статье представлена методика прогноза остаточного ресурса лопастей воздушного винта самолета и программно аппаратный комплекс аппаратуры СКИ «Агат» для виброакустической системы диагностики методом свободных колебаний. Способ диагностики начала процесса разрушения лопастей винта самолета основан на контроле спектра акустических колебаний и частоты собственных колебаний лопастей возникших после кратковременного ударного воздействия. Периодически через равные интервалы времени производится измерение частот вибраций и спектра, их взаимный анализ, момент появления неравенства квалифицируют как начало процесса разрушения контролируемого элемента конструкции объекта.

VIBROACOUSTIC SYSTEM FOR FORECASTING THE RESIDUAL RESOURCE OF AIR PROPELLER BLADES BY AN INTEGRATED METHOD OF FREE OSCILLATIONS

Michael Vladov¹, Victor Afanasiev², Aleksandr Vladov³, Georgi Sotirov⁴

¹Moldova, Chisinau, e-mail: office@comelpro.com

²Russia, Stupino, «Aerosila» Open Joint Stock Company, e-mail: vint@aerosila.ru

³Russia, Moscow, «Agat Plus», Ltd, e-mail: agatplus16@mail.ru

⁴Space Research and Technology Institute – Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: gsotirov@space.bas.bg

Keywords: The remaining life of the aircraft propeller blades ,cracks fatigue, reserve for damages of blades,acoustic and vibration characteristics of the blade)

Abstract: The article presents a technique for predicting the residual life of airplane propeller blades and a hardware-software complex for Control measuring system (CMS)"Agat" equipment for a vibroacoustic diagnostic system by the method of free oscillations. The method for diagnosing the beginning of the process of destruction of propeller blades is based on the control of the spectrum of acoustic oscillations and the frequency of natural oscillations of the blades that appeared after a short-term impact.And for the basic acoustic and vibration characteristics of each blade, measurements taken at the beginning of the application are used and are designated as basic ones, with which the current statistical values of the control parameters are compared with periodic monitoring.

Введение

В ряду методов акустического контроля металлов [1] рассматриваются резонансные методы, которые правильнее назвать методами колебаний, поскольку они объединяют методы свободных и вынужденных колебаний контролируемого изделия. К вынужденным колебаниям

относят понятие резонанса, т.е. совпадение частоты возбуждения с частотой собственных колебаний системы.

Метод свободных колебаний предполагает отсутствие постоянной связи системы возбуждения с объектом контроля. Интегральный метод свободных колебаний используют очень давно при проверке стеклянной, хрустальной и фарфоровой посуды, бандажей железнодорожных колёс, ударных музыкальных инструментов и других объектов, оценивая «чистоту» их звона. В своё время этот метод получил и приборное оснащение [2], которое применяют для контроля абразивного инструмента, твёрдосплавных резцов, деталей подшипников и др.

Колебания объекта контроля возбуждают путём удара, после чего объект колеблется свободно. Воспринимают колебания с помощью микрофона и частотного анализатора. Измеряемые характеристики – основная частота, спектральный состав колебаний, их длительность. Появление в спектре дополнительных частот, которые воспринимаются контролёром, как дребезжание (ревибрация), является признаком наличия дефекта. По длительности колебаний судят о затухании звука в объекте контроля. Длительность уменьшается при наличии множественных мелких дефектов. Применительно, например, к лопастям из композитных материалов (КМ), которые в процессе эксплуатации подверглись не типичному нагружению (попадание в мощную турбулентность с возникновением в них критичных по прочности динамических напряжений) множественные мелкие дефекты – это растрескивание связующего при сохранении несущей способности армирующего наполнителя.

Основная частота определяется геометрией объекта контроля и упругими свойствами его материала. Применительно к лопастям воздушных винтов (ВВ), изготовленных, как из сплава алюминия Д1Ч, так и из КМ, а также к компрессорным лопаткам из аналогичных материалов, расчёт их частот собственных колебаний разных форм (тонов) является обязательной процедурой на стадии их проектирования. Регламентированные значения собственных частот, например, для лопастей некоторых типов ВВ составляют:

Тип ВВ	Самолёт	Частота, Гц		Материал лопасти
		мин	макс	
АВ-140	Ан-140	17,8	19,8	КМ
СВ-34	Ил-114	19,3	20,7	КМ
АВ-36	Ан-38	32,9	35,1	КМ
АВ-115	БЛА	26	32	КМ
АВ-60К	Ту-95	38	41	Д1Ч
АВ-72(Т)	Ан-24(Т), Ан-26	53	60	Д1Ч

1. Обоснование внедрения эксплуатационного контроля лопастей ВВ интегральным методом свободных колебаний

В настоящее время приборный контроль (ПК) лопастей ВВ из сплава Д1Ч проводится ультразвуковым (УЗК) и вихретоковым методами с установленной периодичностью 100 и 50 часов.

Эти виды контроля применяются к лопастям ВВ более 40 лет дополняя друг друга, т.к. УЗК обнаруживает, как внутренние, так и поверхностные дефекты (в основном трещины усталости и инородные включения в материале), но только определённой отражающей площади. Вихретоковый метод позволяет обнаруживать только поверхностные дефекты (коррозионные язвы под лакокрасочным покрытием, микрорастрескивание поверхности пера) и не столь критичен к размерам малых дефектов, как УЗК.

Нормированное время УЗК одной лопасти, например, ВВ АВ-60К (самолёт типа Ту-95) составляет 1 час. В самолётокомплекте ВВ АВ-60К 32 лопасти (4СУ × 8 лоп =32 лоп), следовательно, при необходимости проведения УЗК лопастей всех соосных ВВ одного самолёта требуется не менее 32-х часов. Контроль проводится в условиях базирования техники, т.е. под открытым небом и зачастую при неблагоприятных погодных условиях. В таких условиях обеспечить 100% надёжность ПК весьма сложно.

Статистика, полученная за многолетний период в части обнаружения трещин усталости в пера лопастей, свидетельствует, как об эффективности этих методов контроля, так и об отмеченных случаях обнаружения, как сквозных трещин лопастей после проведения приборного контроля при обязательном послеполётном осмотре ВВ, так и обрыве концевой части пера и даже всей лопасти по резьбе её комля, например, за последние 10 лет получено: см. таблицу и рис. 1, рис.2 и рис.3.

Тип ВВ	№ ВВ	Наработка СНЭ, час	Тип ВС	Дата обнаруж трещины	Длина трещины, мм	Контроль, зона пера
72	001Л1	5951	Ан-24	апрель 2006	15	УЗК, конец пера (КП)
72Т	С73Л741	2000	Ан-26	октябрь 2006	115	Визуально, КП
60К	С311Г537	1830	Ту-95	9.10.2013	30	ВДЦ-2М, КП
60К	52Г6	1912	Ту-95	9.10.2013	30	ВДЦ-2М, КП
60К	11Г35	421,5	Ту-95	30.09.2013	180	Визуально, сквозная, КП, см. рис.1
60К	23Г23	1850	Ту-95	25.08. 2013	ОБРЫВ	После полёта, КП см. рис.2
72Т	21Л54	2381	Ан-26	29.03.2016	ОБРЫВ	При разбеге ВС по резьбе комля, см рис.3



а) Трещина усталости до удаления краски б) Трещина усталости после удаления краски
Рис. 1. Трещина усталости



Рис. 2. Обрыв лопасти



Рис. 3. Обрыв комля по резьбе

2. Экспериментальные исследования

Цель испытаний:

1. Определение скорости развития макротрещины усталости в условиях программного нагружения на стенде ВС-10Д для лопасти АВ-72 с начальной эксплуатационной трещиной, обнаруженной приборным контролем.
2. Получение исходных данных для разработки методики контроля усталостной повреждаемости лопастей ВВ АВ-23М4 по падению частоты собственных колебаний лопастей по первому тону в процессе динамического нагружения.
3. Установление допустимой нормы на снижение частоты собственных колебаний лопастей ВВ АВ-23М4, обеспечивающей запас по долговечности лопастей.
4. Проведение усталостных испытаний лопастей моноблоков ВВ АВ-23М4 до разрушения для оценки характеристик выносливости ПКМ (стеклотекстолит СК-2561С) лопастей.
5. Проведение оценочных испытаний разрушения лопасти вертолета МИ-8 искусственным путем

Объект испытаний:

1. Усталостным испытаниям подвергалась лопасть № Л7434, входившая в состав в/в АВ-72, изготовленного в ноябре 2000 г.. Нарботка лопасти составила 5951час. с начала эксплуатации и 1952час. после последнего ремонта.
2. Испытания до разрушения подвергнуты 9 моноблоков АВ23М4.000.010
3. Испытаниям подвергалась лопасть вертолета МИ-8

Методика проведения испытаний:

1. Усталостные испытания лопасти АВ-72 №Л7434 проводились на стенде ВС-10Д при программном динамическом нагружении по форме колебаний 2-го тона. Частота нагружения составляла ~36 Гц, что соответствует 2160 цк/мин. Программный блок нагружения представлял собой последовательное чередование двух уровней (режимов) динамических напряжений:

$$\delta_{a, экв} = 4,5 \text{ кГ} / \text{мм}^2$$

На 1-ом режиме задавался уровень динамических нормальных напряжений соответствующий эквивалентному эксплуатационному уровню действующих в концевой зоне пера ($\bar{\sigma} = 0,8$) напряжений (дин.+стат.) за весь цикл работы винта (работа на земле + полёт).

На 2-ом режиме, продолжительность которого составляла 12 минут, задавался уровень напряжений $\delta_{a, макс} = 7 \text{ кГ} / \text{мм}^2$, соответствующий максимальным уровням напряжений при работе винта АВ-72Т на земле (режимы 07Ne, 0,85 Ne, Ne, Nmax, Nвзл, Приёмистость).

2. Искусственные повреждения, путем пропила поверхности лопасти вертолета МИ-8 от минимальных размеров и до разрушения

Испытания на 1-ом режиме (1час) и на 2-ом режиме (12минут) в комплексе составляли один блок нагружения лопасти, соответствующий ~150000 циклов нагружений на стенде ВС-10Д (при частоте нагружения 36 Гц).

Суммарное время работы лопасти (72 мин.) за блок нагружения, принятое для испытаний, соответствует трассам полёта с минимальным временем работы винта в полёте, что обеспечивает максимальную долю времени земных высоконагруженных режимов работы винта и, следовательно, дополнительный запас по длительности нагружения максимальными напряжениями при испытаниях. На фото, рис. 4, показана лопасть ВВ самолета с установленным вибродатчиком для записи полученных амплитуд и частот при ударном возбуждении.



Рис. 4. Запись амплитуд и частот при ударном возбуждении лопасти ВВ

Эксперимент проводился с использованием опытного образца виброакустического прибора прогноза остаточного ресурса лопастей. Использовались акустический и вибродатчики. На фото, рис.5, показаны примеры записи полученных амплитуд и частот при разных глубинах и длине создаваемых искусственным путем трещин в лопасти винта вертолета МИ-8, а на рис. 6 показано фото тестовых испытаний лопасти винта вертолета МИ-8



Рис. 5. Примеры записи полученных амплитуд и частот при разных глубинах и длине искусственных трещин в лопасти винта вертолета МИ-8



Рис. 6. Фото тестовых испытаний лопасти винта вертолета МИ-8

3. Анализ процесса развития макротрещины усталости

Основной целью эксперимента, результаты которого приведены в [5, 6 и 7], была оценка скорости увеличения общей длины макротрещины усталости.

Из приведенного ниже графика, рис. 7, изменения текущих средних значений этих скоростей за 30 блоков нагружения (полетов) видно, что этот процесс не является случайным. Из рис. 7 следует, что с увеличением числа блоков нагружения отмечается устойчивая тенденция к увеличению текущей средней скорости роста трещины в сторону передней кромки (ПК) и к уменьшению скорости роста в сторону задней кромки (ЗК). Текущие средние значения скорости роста трещины в направлении ЗК и ПК вычислялись по формуле:

$$V_{cp,k} = \frac{\sum_{i=1}^{i=k} V_i}{\sum_{i=1}^{i=k} n_i}$$

Где: $i=1,2, 3, \dots, k$ порядковый номер контроля приращения длины трещины в направлении ЗК и ПК;

n_i – число блоков нагружения лопасти между очередными контролями;

$V_i = L_i / n_i$ – скорость роста трещины в пределах n_i блоков нагружения;

n_i – число блоков нагружения.

L_i – приращение длины трещины за n_i блоков нагружения.

Из приведенных данных по суммарной длине трещин в направлении ЗК и ПК следует, что отмеченная выше тенденция сохранялась практически в течение всего времени испытаний лопасти.

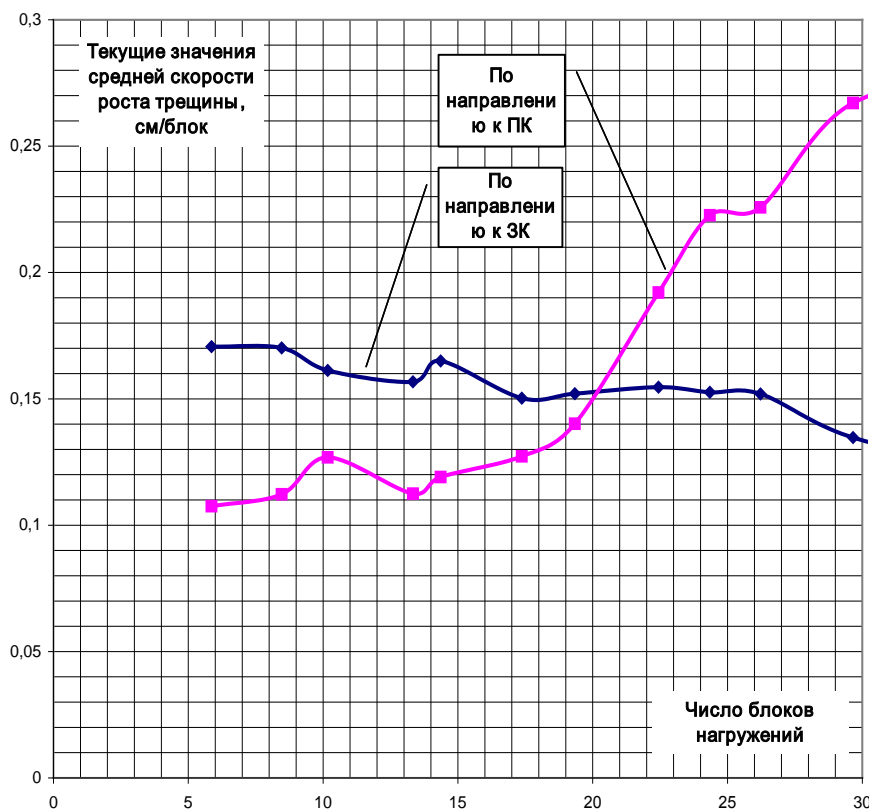


Рис. 7. График изменения текущих средних значений

График влияния динамических напряжений на скорость роста трещины построен по результатам расчетно-экспериментальной оценки и представлен на рис. 8

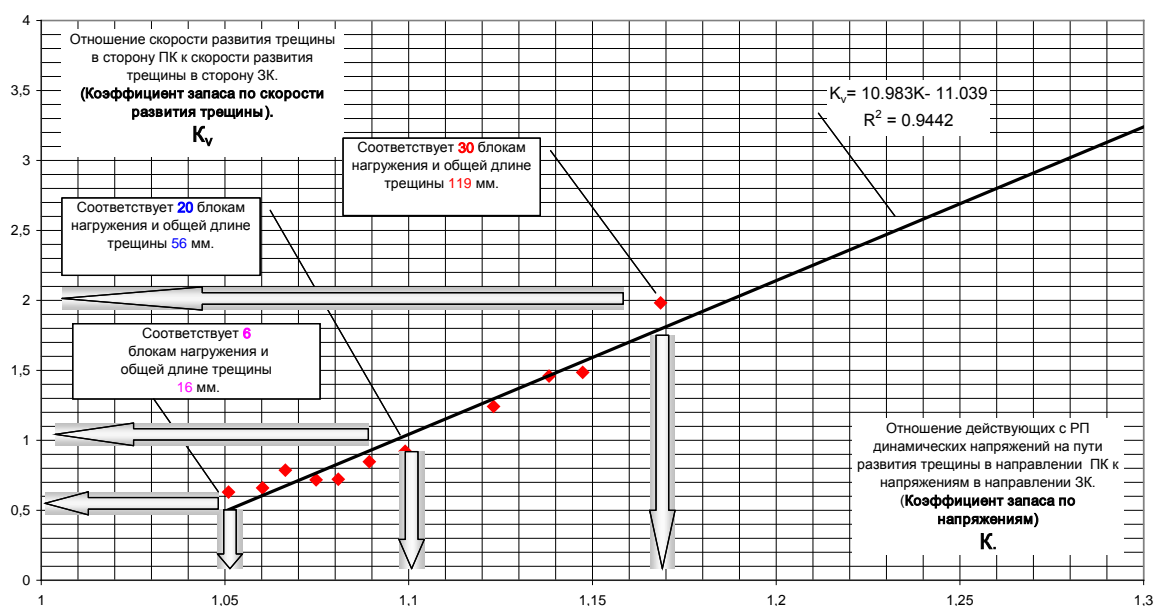


Рис. 8. График влияния динамических напряжений на скорость роста трещины

Следует отметить, что различие в уровнях действующих напряжений (или их соотношение) приобретает определяющее влияние на скорость роста трещины тогда, когда оно составляет величину 1,1 и более (или 10% и более).

До этой величины различие в скорости роста трещин в большей степени зависит от различий в характеристиках трещиностойкости, обусловленных неоднородностью, как микро, так и макроструктуры материала лопасти в испытываемой зоне пера. Запас по напряжениям, заданный при испытании на скорость развития трещины, как показано в Отчёте, составлял $K \approx 2$. Он представлял собой отношение уровней напряжений в блоке нагружения к эквивалентным эксплуатационным напряжениям.

Результаты испытаний показали:

1. После наработки $N=4,555 \cdot 10^6$ циклов появились вторичные трещины усталости, расположенные под углом $\approx 75^\circ$ к первоначальной трещине. Вторичные трещины появились практически одновременно с двух сторон от расположения первичной трещины.

2. После наработки $N=13,977 \cdot 10^6$ циклов начался ускоренный рост вторичных трещин и при наработке $N=14,817 \cdot 10^6$ циклов произошло окончательное разрушение лопасти. Для точного измерения участков роста трещины она была отсканирована и заведена в компьютер для обработки. Масштаб компьютерной копии составлял 1 к 1 с оригиналом трещины на лопасти. Это позволило, используя возможности компьютера, измерять участки роста трещины с точностью до 0,1 мм и показать схематизированный процесс развития трещины в режиме кадровой съёмки.

3. Результаты контроля длины трещины по журналу испытаний следующие:

- По указанным результатам построен график, рис.9, изменения длины трещины от числа блоков нагружения.

- Этот график, как показывает его компьютерный анализ, хорошо аппроксимируется линейной зависимостью вида $y = k \cdot x$ (т.к. коэффициенты корреляции близки к 1 и составляют $R^2 = 0,9862$; $R^2 = 0,9688$).

Коэффициент k , определяющий угол наклона графика, здесь является суммарной средней скоростью роста трещины по ширине сечения ($V_{ЗК} + V_{ПК}$), размерность его составляет мм/блок (полёт)

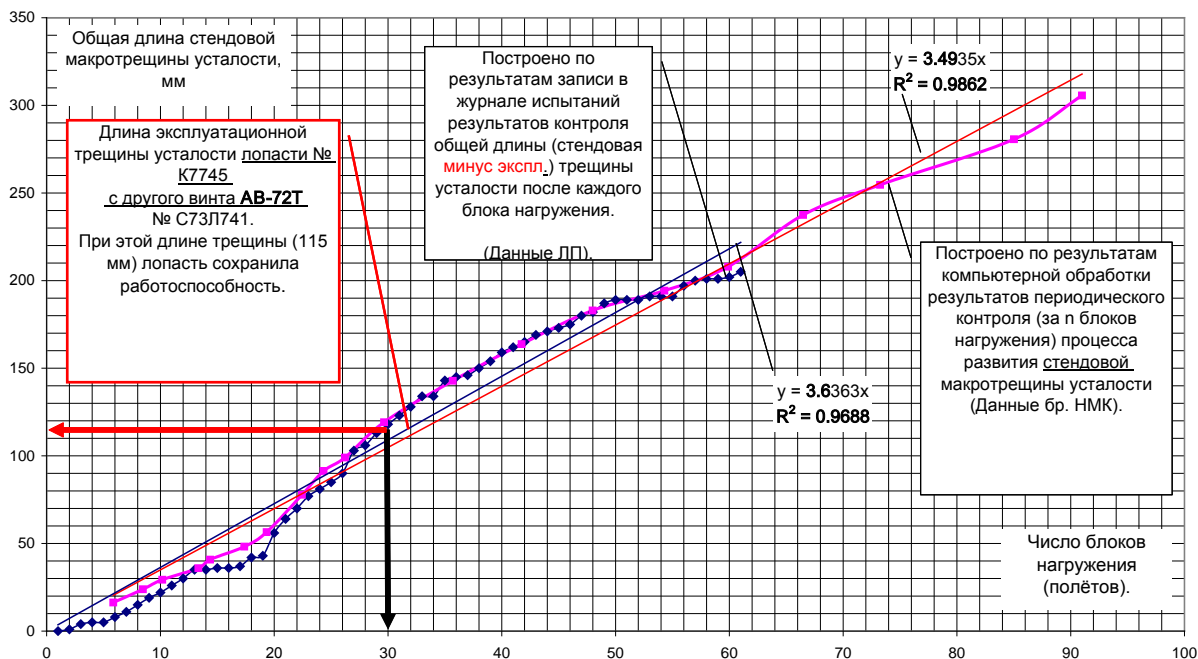


Рис. 9. График изменения длины трещины от числа блоков нагружения

Анализ графиков (Рис.9) показывает хорошую сходимость результатов контроля роста длины трещины разными методами и исполнителями – лаборатория прочности (ЛП) и бюро неразрушающих методов контроля (бр. НМК).

По результатам контроля ЛП средняя скорость роста трещины составляет 3,6 мм/блок (полёт), по результатам контроля бр. НМК – 3,5 мм/блок (полёт).

За критический (допускаемый) размер трещины, можно принять длину эксплуатационной трещины 115 мм, визуально обнаруженной на лопасти № K7745 с другого винта АВ-72Т № С73Л741 при наработке ~ 2000 часов. При этой трещине лопасть сохранила работоспособность.

4. Анализ результатов усталостных испытаний моноблоков воздушного винта АВ-23М4 до разрушения

Контроль усталостной повреждаемости лопастей ВВ АВ-23М4 по падению частоты их собственных колебаний по первому тону в процессе динамического нагружения представлен на рис. 10 в относительном виде, где текущая наработка в циклах нагружения отнесена к полученной суммарной приведенной наработке до разрушения. Это отношение, как следует из изложенного, строго соответствует по величине усталостной повреждаемости - доле потенциальной долговечности.

На рис. 11 представлены результаты располагаемого запаса по повреждаемости – долговечности при усталостных испытаниях моноблока воздушного винта АВ-23М4. Из анализа полученных результатов следует, что относительно средней зависимости все результаты контроля частоты лопастей практически лежат в пределах от + 2,5 Гц и до минус 2 Гц на протяжении всего процесса испытаний вплоть до разрушения.

Функциональные зависимости частоты и накопленной повреждаемости, показанные на рис. 11, позволили оценить по долговечности запасы следующих градаций (как величину обратную повреждаемости):

- не менее, как KN, мин $= 1/\text{эxp} [(35.302-f)/0.5607]$, (3)

- в среднем, как KN, ср $= 1/\text{эxp} [(32.802-f)/0.5607]$, (4)

- не более, как KN, макс $= 1/\text{эxp} [(30.802-f)/0.5607]$, (5)

где f- измеренная собственная частота колебаний лопасти моноблока

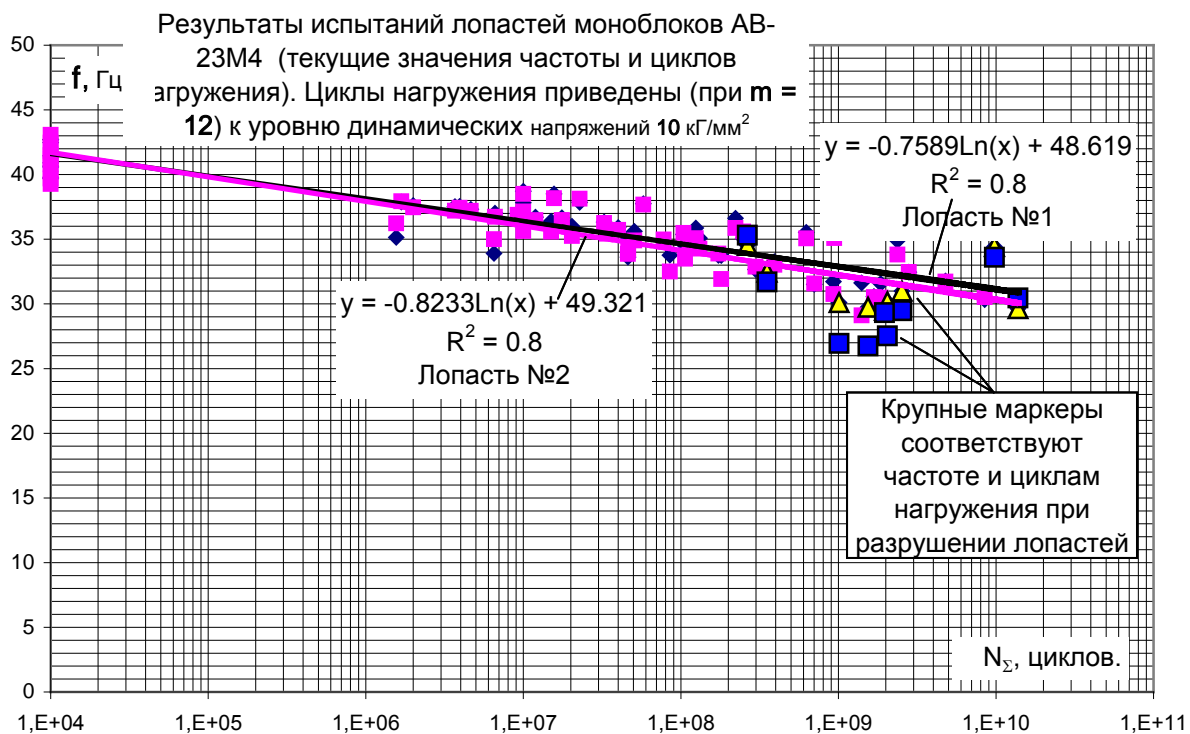


Рис. 10. Контроль усталостной повреждаемости лопастей ВВ АВ-23М4 по падению частоты

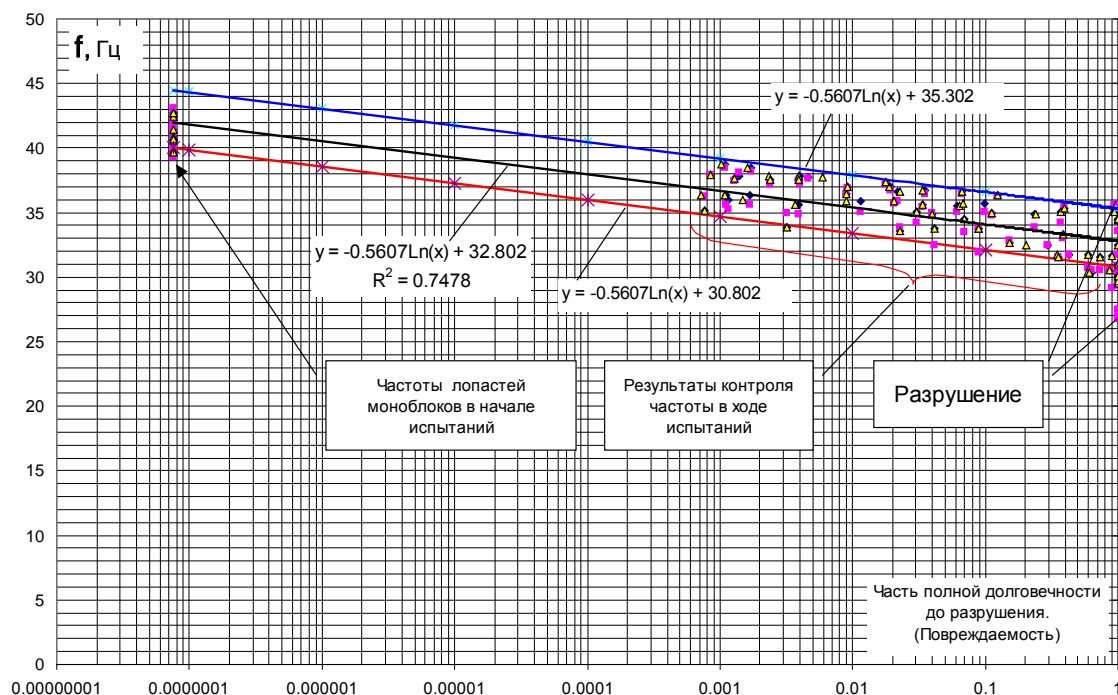


Рис. 11. Результаты усталостных испытаний моноблока воздушного винта АВ-23М4

График зависимостей (3), (4) и (5) дан на рис.12.

Практическое значение, с учётом надёжности определения располагаемой величины запаса, имеет только зависимость (3), которая позволяет оценить минимальный запас. Зависимость (4) носит справочный характер, но может быть использована с дополнительным привлечением приборного метода неразрушающего контроля.

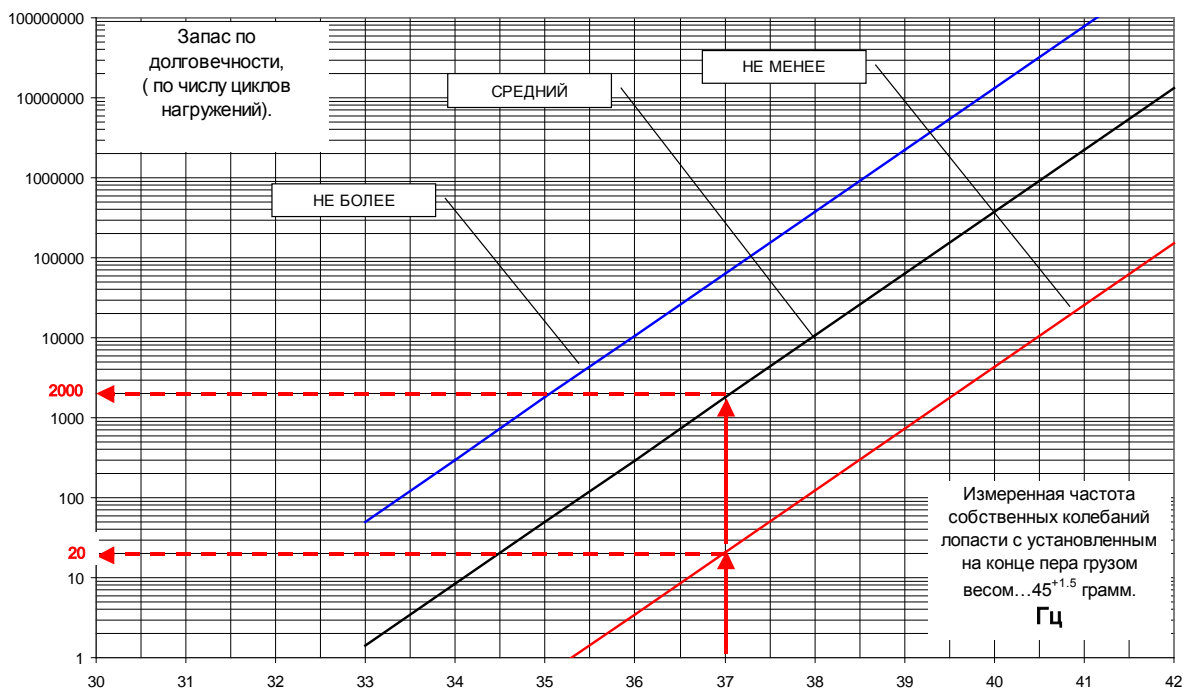


Рис. 12. График запаса по долговечности от частоты собственных колебаний

Выводы по результатам усталостных испытаний

1. Повышение уровня напряжений до $\sigma = \pm 10$ кг/мм² и дальнейшее ступенчатое увеличение до $\sigma = \pm (15 \dots 19)$ кг/мм² привело к разрушению всех моноблоков (по крайней мере одной из лопастей моноблока).

2. При этом периодическим контролем лопастей отмечалось снижение частоты собственных колебаний лопастей в процессе всего периода испытаний. Снижение частоты свидетельствовало об уменьшении жесткостных (упруго-прочностных) характеристик пера лопастей из-за накопления усталостной повреждаемости в их КМ. При этом отмечалась идентичность процесса снижения частоты для лопасти №1 и №2 в одном моноблоке.

3. Перед окончательным разрушением снижение частоты составило от 13,4% до 35,6% (от моноблока к моноблоку).

4. Полученные компьютерным анализом уравнения осреднённых зависимостей частоты от текущей наработки для лопастей №1 и №2 моноблоков, как следует из рис 10, оказались практически одинаковыми:

- для лопасти №1

$$f = -0.7589 \ln(N\Sigma) + 48.619 \quad (6)$$

- для лопасти №2

$$f = -0.8233 \ln(N\Sigma) + 49.321 \quad (7)$$

Это подтверждает идентичность процессов изменения упруго-прочностных свойств КМ разных лопастей моноблоков при динамическом нагружении и свидетельствует о стабильности технологии их изготовления.

5. Вычисление располагаемого минимального запаса долговечности по формуле (4) или его определение по графику. При этом критической следует принять частоту 35 Гц – максимальную из всех 18-ти испытанных до разрушения лопастей 9-ти моноблоков, при которой произошло разрушение лопасти №1 моноблока № 0903-03. Т.е. при фиксации частоты 35 Гц (и менее) для любой из тестируемых лопастей моноблока (или ВВ), дальнейшее его использование в прежних условиях работы нецелесообразно.

С учётом повышенного разброса прочностных характеристик свойственного КМ, предпочтительной величиной запаса по долговечности лопастей ВВ АВ-23М4 целесообразно принять величину не менее 20.

6. Структурная схема прибора виброакустического прогноза остаточного ресурса

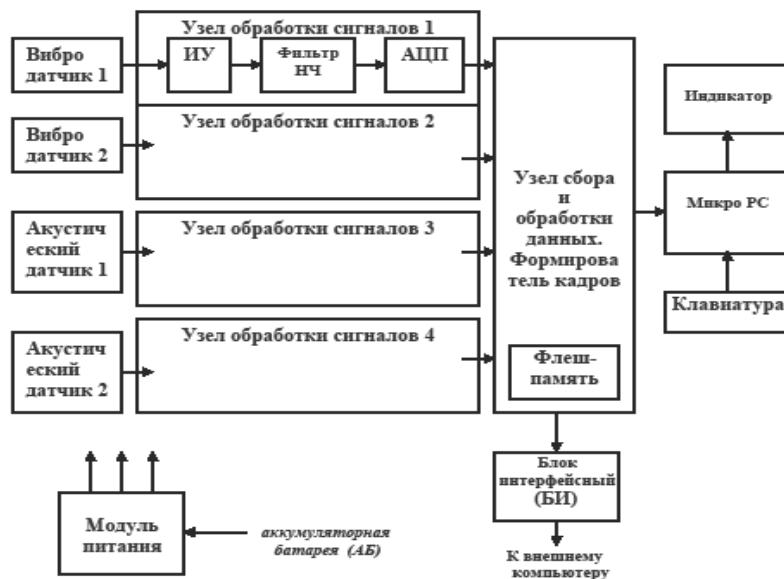


Рис. 13. Структурная схема прибора виброакустического прогноза остаточного ресурса



Рис. 14. Внешний вид опытного образца прибора

На рис. 13 представлена структурная схема прибора виброакустического прогноза остаточного ресурса. Вибро и акустические датчики, всего 4-штуки подключаются через внешние разъемы к узлам обработки сигналов 1-4. Сигналы с датчиков усиливаются инструментальными усилителями (ИУ), фильтруются в ФНЧ и далее преобразуются в цифровой код с помощью 16-разрядного АЦП. В узле сбора и обработки данных оцифрованные сигналы формируются в 12 разрядные информационные слова и далее в младшие кадры. Каждому слову соответствует измеренное мгновенное значение одного из 4-х датчиков. Всего в младшем кадре помещается $(256:4 = 64)$ 64 измерения. В служебной части младшего кадра имеются: синхронизатор мл. кадров, счетчик младших кадров и метки текущего времени которые позволяют проводить синхронизацию непрерывно поступающих мл. кадров и «сшивку» измеренной информации в непрерывный поток с указанием текущего времени измерения. Сформированные мл. кадры записываются в флеш-память для дальнейшей обработки на внешнем компьютере, а также поступают в микро РС прибора, в котором с помощью ПО в

котором реализованы математические уравнения, графики и закономерности роста трещин и изменения собственных частот колебаний.

Специальное ПО в котором реализованы математические уравнения, графики и закономерности роста трещин и изменения собственных частот колебаний изложенные в работах [3-10], позволяет провести оценку прогноза остаточного ресурса лопастей. При этом на экране индикатора прибора отображается информация о текущих измеряемых параметрах (амплитуд напряжений, собственных частот колебаний) и выводы по оценке прогноза остаточного ресурса лопастей. Для проверочных испытаний был использован бортовой терминал БТ-03, фото на рис. 14. Проверочные испытания показали высокую сходимость (более 95%) результатов натурных испытаний и реализованного алгоритма оценки остаточного ресурса лопастей. Испытания проводились на 20 лопастях воздушных винтов самолета.

Выводы

1. Разработан прибор виброакустической оценки прогноза остаточного ресурса лопастей воздушного винта самолета интегральным методом свободных колебаний в котором за основу взят контроль спектра акустических колебаний и снижения частоты собственных колебаний лопастей в процессе всего периода испытаний при этом:

- За базовые акустические и вибрационные характеристики каждой лопасти используются измерения, проведенные в начале применения и обозначаются, как базовые, с которыми при периодическом контроле сравниваются текущие статистические значения параметров контроля;

- Периодически через равные интервалы времени производится измерение частот вибраций и спектра, их взаимный анализ, момент появления неравенства квалифицируют как начало процесса разрушения контролируемого элемента конструкции объекта;

- Момент возникновения трещины и скорость развития трещины определяют на основе динамики изменения разности частоты вибрации, появления в спектре дополнительных частот и изменения длительности колебаний от двух и более датчиков.

2. В основу разработанных алгоритмов и математических зависимостей по оценке прогноза остаточного ресурса лопастей воздушного винта взяты результаты практических испытаний проводимых в период с 2010 по 2016 годы специалистами НПП «Аэросила».

3. Проверочные испытания показали высокую сходимость (более 95%) результатов натурных испытаний и реализованного алгоритма оценки остаточного ресурса лопастей. Испытания проводились на 20 лопастях воздушных винтов самолета. Было подтверждено что:

- перед окончательным разрушением лопасти снижение частоты было в диапазоне от 15% до 32%, что подтверждает выводы по результатам усталостных испытаний (3. Перед окончательным разрушением снижение частоты составило от 13,4% до 35,6% (от моноблока к моноблоку).

4. Для внедрения в промышленную эксплуатацию прибора необходимо провести проверочные испытания еще хотя бы на 50-80 лопастях воздушных винтов самолета.

Список использованных источников:

1. Методы акустического контроля металлов», Москва, «Машиностроение». 1989 г., Н.П. Алёшин и др.
2. Низкочастотные акустические методы контроля в машиностроении», Л. «Машиностроение». 1977 г., Глаговский Б.А., Московенко И.Б.
3. Технический отчёт №333.170.014.2014 по анализу факторов, способствующих образованию и несвоевременному обнаружению эксплуатационной усталостной трещины в концевой зоне лопасти воздушного винта АВ-60К №11Г35. НПП «Аэросила», 2014 г.
4. Вероятность попадания в фюзеляж самолёта обломка лопасти воздушного винта при её разрушении», ФГУП «ЦАГИ», УДК 629.735.33.015.4:539.43. Л.М. Певзнер.
5. ТЕХНИЧЕСКИЙ ОТЧЁТ №722.420.012.07 по результатам испытаний лопасти воздушного винта АВ-72(Т) на скорость развития макротрещины усталости. НПП «Аэросила», 2007 г.
6. НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ОТЧЕТ №233.420/170.006.10 по результатам усталостных испытаний моноблоков АВ23М4.000.010 воздушного винта АВ-23М4 до разрушения и их расчётно-экспериментального анализа. НПП «Аэросила», 2006 г.
7. Техническая справка № 103.170.035.06 по сравнительному анализу результатов испытаний лопастей воздушного винта АВ-140 (ЛБВ-1) с ремонтом и без ремонта после наработки в эксплуатации 1500 часов. НПП «Аэросила», 2006 г.
8. Технический отчет № 003.от 06.16г по оценке остаточного ресурса лопасти винта вертолета МИ-8 при создании в ней трещин. «Comelpro» SRL, 2016 г.
9. Пестриков, В.М., Морозов Е.М. Механика разрушения твердых тел. Курс лекций. СПб: Профессия, 2002
10. Хеллан, К. Введение в механику разрушения. М.: Мир. 1988.