

УДК 621.3.095+004.942+620.1.051

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЛОПАСТЕЙ НА ФОРМИРОВАНИЕ ОТРАЖЕННОГО ПОТОКА ПРИ КОНТРОЛЕ ЦЕЛОСТНОСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА

© 2017 С.В. Жуков, А.И. Данилин, У.В. Бояркина, С.А. Воронцова

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Статья поступила в редакцию 25.10.2017

Представлены результаты экспериментальных исследований влияния конструктивно-геометрических параметров лопастей вертолёта на реализуемость метода контроля целостности несущего винта вертолёта. Приводятся результаты облучения радиосигналом фрагмента лопасти вертолёта Ми-8, а также результаты экспериментов с моделями лопастей, изготовленными из различных материалов, проведен их анализ и сделаны выводы о связи амплитуды сигнала с расстоянием до объекта исследования и материалом модели. Проведено моделирование в специальном пакете САПР азимутальной отражающей характеристики лопасти вертолёта. Сделаны выводы о степени влияния конструкционных параметров лопастей на возможность реализации устройства контроля целостности лопастей вертолёта.

Ключевые слова: ЭПР, диаграмма, азимут, лопасть, экспериментальная модель лопасти, экспериментальная установка, калибровка, моделирование, САПР, СВЧ-преобразователь.

ВВЕДЕНИЕ

Несущий винт является важнейшим узлом вертолёта. Он обеспечивает как подъёмную силу, так и полетные качества вертолёта. Несущий винт в своем составе имеет втулку, жестко прикрепленную к ротору, крепления лопастей и непосредственно сами лопасти. Именно от исправности этих деталей и механизмов зависит во многом работоспособность и целостность всего вертолёта.

В работе [1] описан экспериментальный стенд, разработанный для проверки и отработки бесконтактных методов контроля целостности лопастей несущего винта вертолёта [2, 3]. В работе [4], при выводе аналитических уравнений для получения пространственно-временной модели отражённого зондирующего СВЧ-сигнала от лопасти несущего винта вертолёта, лопасть представлялась недеформированной плоской металлической поверхностью. Таким образом, в работах [1,4] лопасть представлена моделью в виде плоской металлической пластины, однако, согласно [5-8] лопасть несущего винта имеет сложную конструкцию включающую множество элементов различной струк-

Жуков Семен Викторович, аспирант кафедры радиотехники. E-mail: zhukovsv91@inbox.ru

Данилин Александр Иванович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой радиотехники. E-mail: aidan@ssau.ru

Бояркина Ульяна Викторовна, аспирантка кафедры радиотехники. E-mail: uvbojarkina@yandex.ru

Воронцова Светлана Анатольевна, инженер кафедры радиотехники. E-mail: cbeta116@mail.ru

туры, формы и назначения, в соответствии с необходимыми аэродинамическими и прочностными характеристиками. Такая сложная конструкция лопасти значительно отличается от плоской металлической пластины и, соответственно, будет отличаться отраженный от нее сигнал.

В качестве примера можно привести лопасть вертолёта Ми-8 с цельнометаллическим трубчатым лонжероном, изображённую на рис. 1а [9], и лопасть несущего винта со стеклопластиковым лонжероном, устанавливаемую на вертолёты Ка-25К, Ка-32 и др., изображенную на рис. 1б [10].

Для оценки разницы полей рассеяния зондирующего сигнала рабочей лопастью и ее моделью необходимо провести компьютерное моделирование, которое удобно выполнить в специальном пакете САПР ANSYS HFSS 15, а также провести ряд экспериментов на испытательном стенде и на специальной измерительной площадке, имитирующих условия работы предложенного устройства [2,3].

Поэтому, целью данной работы является сравнение диаграмм направленности отраженного потока от фрагмента реальной лопасти в натурном эксперименте и его модели разработанной в среде компьютерного моделирования.

При анализе технической литературы работ на эту тему обнаружено не было, поэтому ощущается недостаток информации по данному вопросу, как в области экспериментальных, так и теоретических исследований.

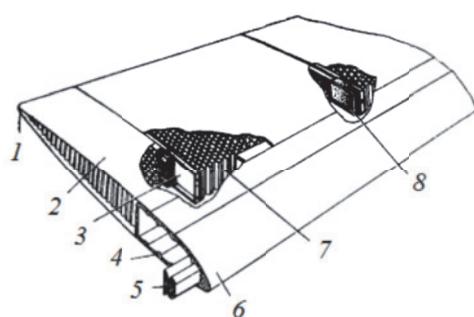


Рис. 1а. Конструкция лопасти вертолёта Ми-8:
 1 – хвостовой стрингер; 2 – обшивка;
 3 – нервюра; 4 – лонжерон; 5 – противовес;
 6 – нагревательные элементы; 7 – сотовый заполнитель;
 8 – уплотнительный вкладыш

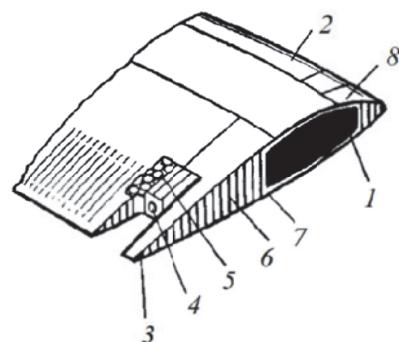


Рис. 1б. Конструкция лопасти вертолёта Ка-25К:
 1 – лонжерон; 2 – резиновое покрытие;
 3 – хвостовой стрингер; 4 – резиновый вкладыш;
 5 – нервюра хвостовой секции;
 6 – сотовый заполнитель; 7 – обшивка;
 8 – оковка

1. ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ДИАГРАММЫ РАССЕЯНИЯ ЗОНДИРУЮЩЕГО ПОТОКА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА И ЕЁ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА

Для определения различий диаграмм рассеяния имитационной модели и лопасти вертолёта, в условиях, приближенных к условиям работы устройства [2,3], использовались фрагмент лопасти и металлическая пластина изготовленная из того же материала, что и обшивка лопасти и имеющая габаритные размеры фрагмента лопасти.

Токи, возбуждаемые на поверхности облучаемого объекта падающей волной облучения, создают поле переизлучения совершенно так же, как при излучении волн измерительными антеннами предлагаемого устройства [1-3]. При проведении измерений предусматривается, что объект исследования изолирован, т.е. отсутствуют взаимодействия, характерные для многолучевого распространения радиоволн или отражения от окружающих объектов [11]. При этом, измерения проводились на расстояниях, между объектом и измерительной установкой, соответствующим условиям работы предложенного устройства [1-3].

Фрагмент лопасти вертолёта Ми-8 имеет следующие параметры: длина образца – 2 м, хорда лопасти – 0,52 м [9]. Фотография фрагмента представлена на рис. 2.

Фрагмент лопасти имеет прямоугольную форму с профилем NACA-230-12 по всей его длине и на рассматриваемом участке относительная толщина профиля лопасти составляет – 11,38%. Исследуемый фрагмент лопасти имеет геометрическую крутку, при которой установочный угол сечений лопасти изменяется вдоль радиуса по линейному закону. Обшивка отсека изготовлена из материала – алюминий, толщиной 0,3 мм, у хвостового стрингера обшивка не разрезается, а огибает его. Сотовый заполнитель изготовлен из алюминиевой фольги толщиной 0,04 мм, и сформирован в соответствии с профилем хвостового отсека со стороной шести-гранника 5 мм с коэффициентом заполнения – 0,08. Хвостовой стрингер выполнен из текстолита, а нервюры изготовлены из алюминия толщиной 0,4 мм [9]. Исследуемый профиль NACA-230-12 относится к серии аэродинамических профилей – «NACA Five-Digit Series». Согласно [12], профиль имеет относительную вогнутость около 2%, а его геометрические параметры данного профиля описываются выражением:



Рис. 2. Фотография фрагмента лопасти несущего винта вертолёта Ми-8

$$y_c = \begin{cases} \frac{k_1}{6} \{x^3 - 3mx^2 + m^2(3-m)x\}, & 0 < x < m \\ \frac{k_1 m^3}{6} (1-x), & m < x < 1 \end{cases}$$

Для профиля NACA-230-12: $m = 0,2025$, $k_1 = 15,957$.

Конструкция данного фрагмента представлена на рис. 1а.

В качестве имитационной модели использовался алюминиевый лист, с наиболее близкими по отражающим характеристикам к материалу авиаиль, и с размерами: длина 2м, ширина 0,25м и толщиной 2мм.

Эксперименты проводились на специальной измерительной площадке в условиях обеспечивающих минимальный уровень фонового шума и переотражённых сигналов. Расстояние от апертуры приемной и передающей антенн до оси вращения лопасти составляет $R=1.5$ м. Схема проводимого эксперимента представлена на рис. 3.

В качестве излучающего устройства использовалась сборка из генератора Agilent N5183A и АФУ П6-59 в диапазоне 1 - 18 ГГц и антенны П6-69 в диапазоне 17,44 - 40 ГГц. В качестве приёмника использовался анализатор спектра R&S FSP 40 с аналогичными антенными.

Перед проведением эксперимента, были выполнены калибровочные измерения уровня переотражений от окружающих объектов, внешних электромагнитных шумов, а также шумов

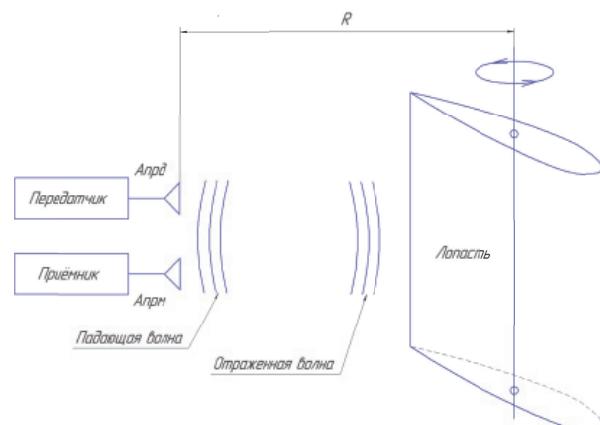


Рис. 3. Схема проведения эксперимента

самого приемника [13]. На измеряемых частотах 10, 15 и 20 ГГц были получены следующие значения, представленные в табл. 1.

Результаты проведенных калибровочных измерений показывают, что уровень переотражений при отсутствии облучаемых образцов пренебрежимо мал на фоне шумов.

Эксперимент проводился на азимутальных углах от 0° до 180° градусов поскольку облучаемые образцы обладают осевой симметрией. Полученные азимутальные характеристики изменения мощности поля рассеяния фрагмента лопасти и металлической пластины на частотах 10 ГГц и 15 ГГц представлены на рис. 4 и 5.

Таблица 1. Результаты калибровочных измерений

Условия измерения	Результат измерения, dBm на частоте		
	10 ГГц	15 ГГц	20 ГГц
Шумы площадки	-92,31	-82,81	-82,86
Шумы приёмника	-91,98	-82,48	-81,33
Уровень переотражений	-89,17	-79,85	-79,81

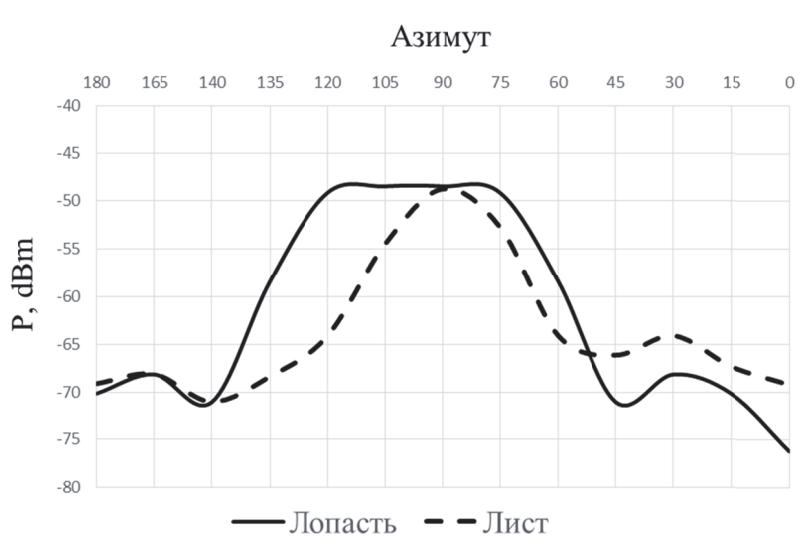


Рис. 4. Экспериментальная азимутальная диаграмма поля рассеяния фрагмента лопасти и имитационной модели на частоте 10 ГГц

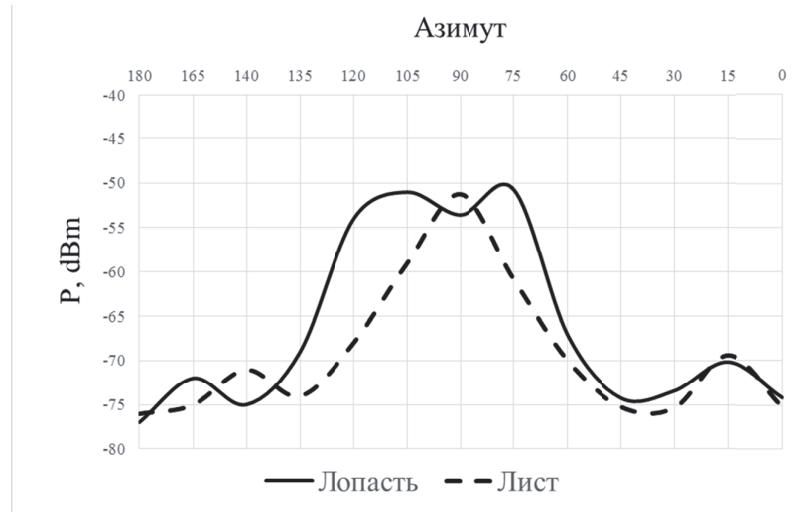


Рис. 5. Экспериментальная азимутальная диаграмма поля рассеяния фрагмента лопасти и имитационной модели на частоте 15 ГГц

Полученные азимутальные диаграммы показывают, что основной лепесток диаграммы для алюминиевого листа и фрагмента лопасти находится в районе 90° и хорошо согласуется с теорией [13]. Ширина главного лепестка полученной азимутальной диаграммы фрагмента лопасти несколько шире главного лепестка имитационной модели (рис. 4,5), потому что профиль реального фрагмента имеет несимметричную вогнутую форму, которая увеличивает угловой сектор попадания отраженных от лопасти лучей в апертуру приемной антенны.

2. ПОСТРОЕНИЕ ДИАГРАММЫ ЭПР ЛОПАСТИ В САПР

Для выявления влияния конструктивно-геометрических параметров лопасти на мощность отраженного сигнала и проверки возможности представления лопасти в виде плоской металлической пластины [1,4], также было произведено моделирование в специализированном пакете САПР ANSYS HFSS 15. В качестве критерия сравнения отражающих свойств лопасти и ее модели был использовалась эффективная площадь рас-

сения, которая характеризует свойства объекта рассеивать электромагнитную волну [11,12,14]. Для этого в специализированном пакете САПР ANSYS HFSS 15 были смоделированы фрагмент лопасти вертолета Ми-8 (рис. 6а) и плоская металлическая пластина (рис. 6б).

Моделирование азимутальной диаграммы ЭПР (RCS) проводилось на частотах от 10 до 35 ГГц, с шагом 5 ГГц. Фрагмент лопасти был смоделирован на основе рассмотренного ранее аэродинамического профиля NACA-230-12 [12, 15]. На первом этапе для грубого определения азимутального распределения ЭПР моделирование проводилось с шагом 5° на азимутах от 0° до 180°, поскольку предлагаемый метод [2,3] предусматривает облучение нижней стороны лопасти. Результаты моделирования показывают, что главный лепесток диаграммы ЭПР располагается вблизи значения азимутального угла облучения равного 90°, поэтому для повышения точности расчета в этом диапазоне углов моделирование проводилось с шагом 1° на азимутах от 70° до 120°. На рисунках 7 и 8, в качестве примера компьютерного моделирования приведены результаты расчетов на частоте облучения 15 ГГц.

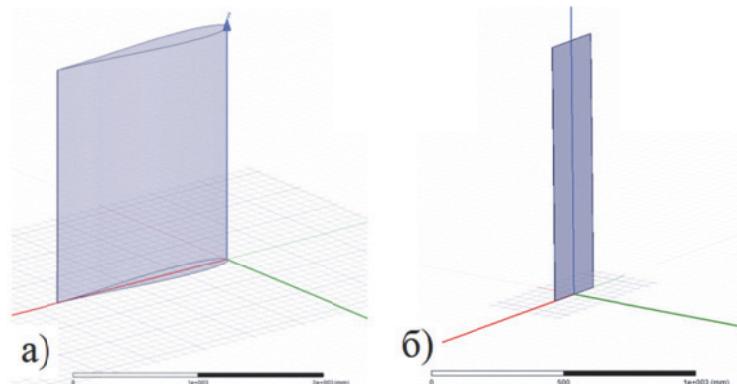


Рис. 6. Модель лопасти и плоской металлической пластины в ANSYS HFSS 15

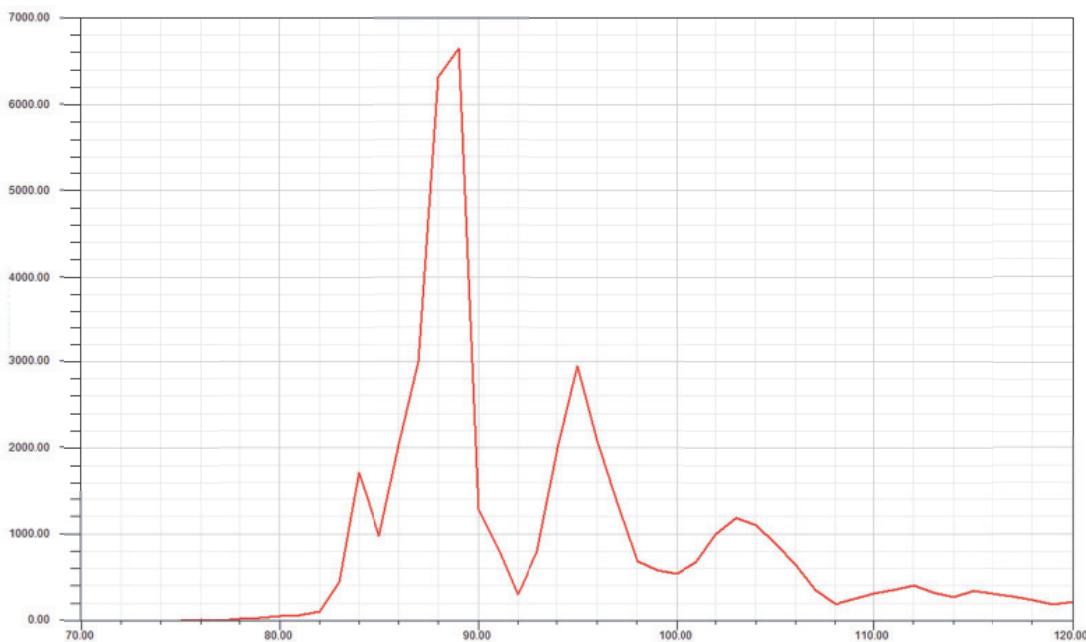


Рис. 7. Азимутальная диаграмма ЭПР фрагмента лопасти, полученная при компьютерном моделировании от 70° до 120° , на частоте 15 ГГц

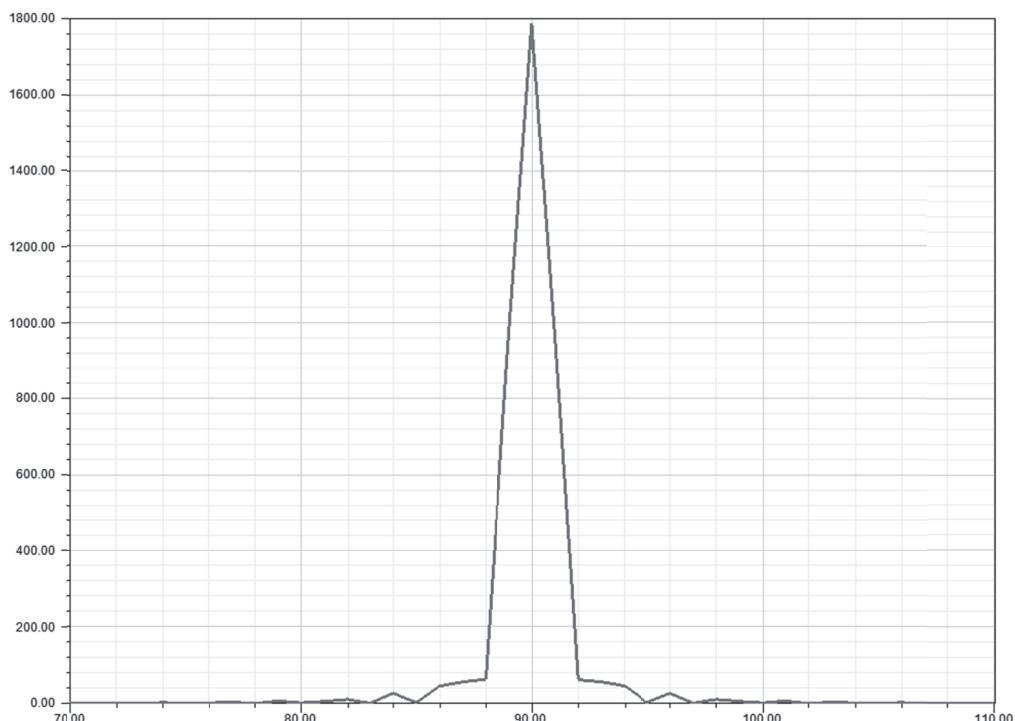


Рис. 8. Азимутальная диаграмма ЭПР металлической пластины, полученная при компьютерном моделировании от 70° до 110° , на частоте 15 ГГц

Результаты моделирования с уменьшенным шагом, приведенные на рисунках 7 и 8, показывают, что картина распределения ЭПР на диаграммах для лопасти и металлической пластины отличается наличием дополнительных боковых лепестков и большей шириной главного лепестка. Таким образом, проведенное моделирование подтверждает результаты натурного эксперимента, представленные выше.

3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЛИЯНИЕ МАТЕРИАЛА ЛОПАСТИ НА АМПЛИТУДУ ОТРАЖЕННОГО СИГНАЛА

В настоящее время применяется множество различных материалов для изготовления лопастей, например, углепластик, авиаль, стеклопластик, а также материалы на основе базальтового волокна. Лопасти из алюминиевых

конструкций, стеклопластика применяются уже длительное время [16], тогда как углепластик и базальтовое волокно среди композитных материалов конструкционного назначения начали применять для изготовления лопастей относительно недавно.

Для выявления влияния материала лопасти на процесс отражения зондирующего сигнала был использован экспериментальный стенд [1,2], который позволяет имитировать вращение лопастей. Измерительная часть стендса обеспечивает возможность получения информационного сигнала, определяемого отраженным СВЧ излучением от движущейся лопасти и характеризующего взаимодействие зондирующего потока с поверхностью лопасти и кроме этого позволяет регистрировать временное представление полученных электрических сигналов.

В эксперименте были использованы два типа СВЧ-преобразователей: отечественный МГТЭ-12 производства НИИ «ЭКРАН» г. Самара, работающий на частоте 12,2 ГГц и зарубежный HB 100, работающий на частоте 10,5 ГГц [1,2]. Для испытаний были изготовлены четыре экспериментальных образца из углепластика, алюминия, стеклопластика и базальтового волокна. Все четыре образца имеют одинаковые геометрические характеристики. Фотография образцов представлена на рис. 9.

В результате проведённого эксперимента с экспериментальными образцами модели лопасти были получены амплитудные характеристики, показывающие затухание сигнала в зависимости от расстояния от антенны преобразователя до объекта контроля – модели лопасти. Полученные характеристики для каждого СВЧ-преобразователя представлены на рис.10 и 11.

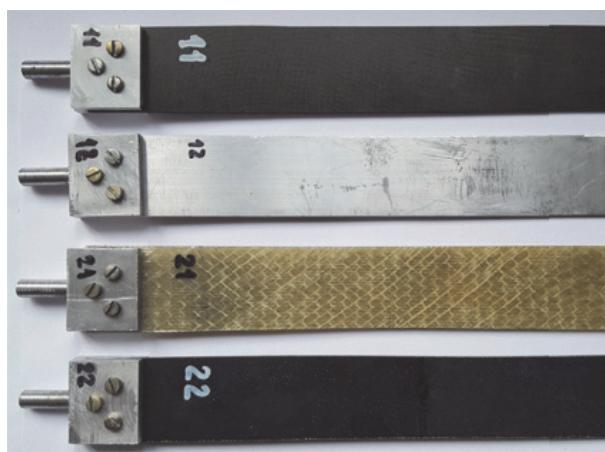


Рис. 9. Экспериментальные образцы модели лопасти, выполненные из различных материалов

Анализ полученных амплитудных характеристик, представленных на рисунках 10 и 11 показывает, что их структура имеет периодический характер, определяемые схемотехническими особенностями самих СВЧ-преобразователей [1]. Также анализ полученных зависимостей показывает, что амплитуда отраженного сигнала зависит от материала образца. Наибольшее значение амплитуды отраженного сигнала дает образец из алюминия, далее по убыванию идут модели, изготовленные из углепластика, стеклопластика и наименьший сигнал получен от образца из базальта. Уменьшение амплитуды принятого сигнала в зависимости от материала экспериментального образца объясняется различными коэффициентами поглощения для каждого материала.

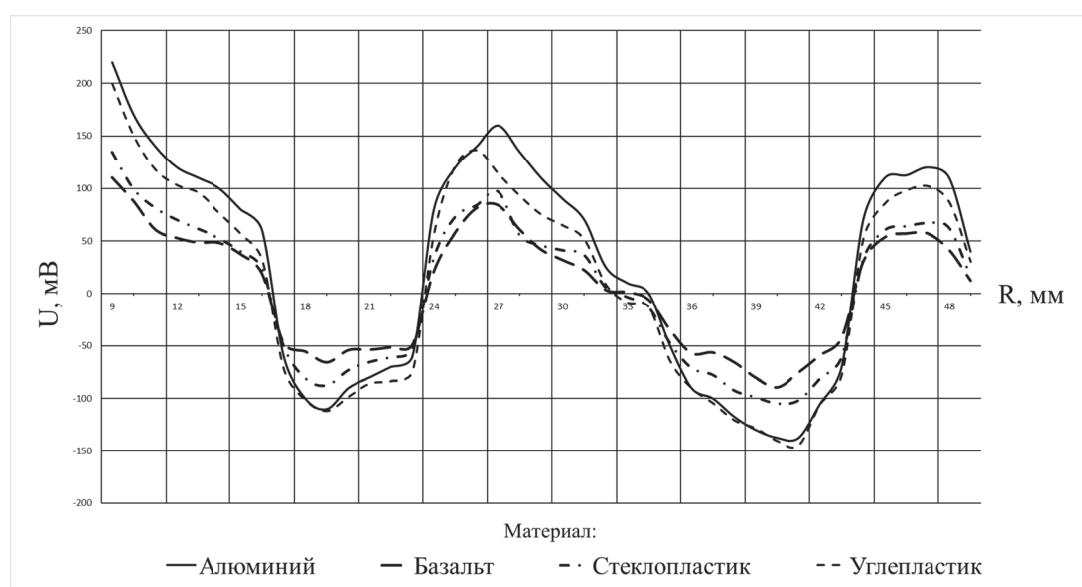


Рис. 10. Амплитудные характеристики экспериментальных образцов моделей лопасти для СВЧ преобразователя HB100

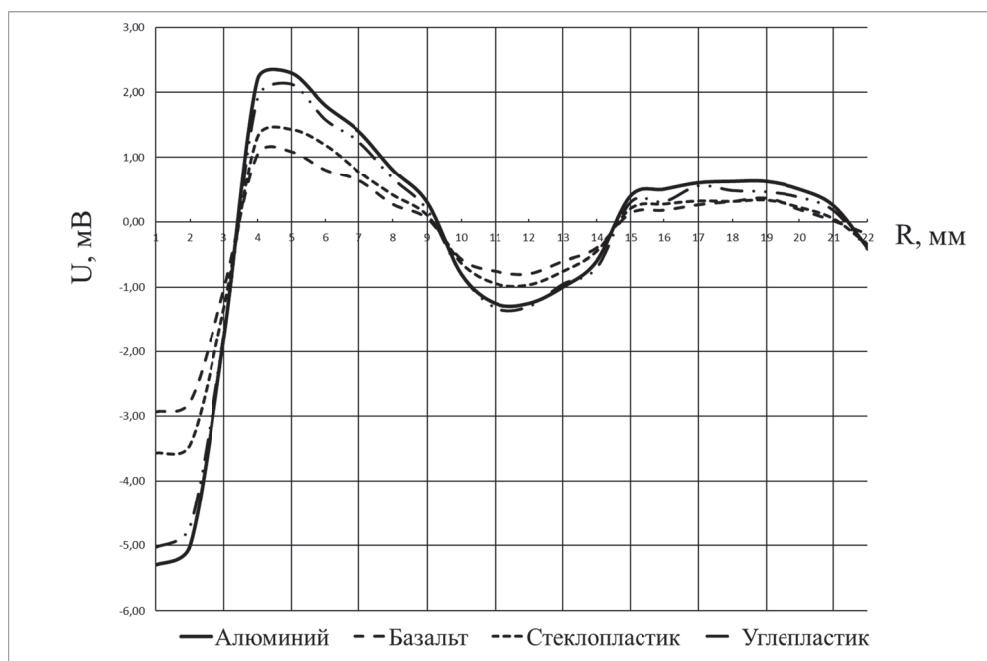


Рис. 11. Амплитудные характеристики экспериментальных образцов моделей лопасти для СВЧ преобразователя МГТЭ-12

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализируя результаты, полученные в ходе натурных экспериментов и моделирования в пакете САПР ANSYS HFSS 15, можно сделать вывод об удовлетворительной корреляции результатов эксперимента и теоретических положений, а также о работоспособности способа и устройства контроля целостности лопастей несущего винта вертолёта [2,3] с любыми наиболее распространёнными материалами и конструкциями лопастей вертолетов. Также было выявлена состоятельность предложенной в [1,4] модели лопасти в виде плоской металлической пластины.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Данилин А.И., Жуков С.В. Экспериментальный стенд бесконтактного контроля целостности лопастей вертолёта // Известия Самарского научно-технического центра Российской академии наук. 2016. Т. 18, №4(6). С. 1303-1306.
2. Данилин А.И., Жуков С.В. Дискретно-фазовый СВЧ преобразователь деформационного состояния лопастей несущего винта вертолета // Сборник трудов «Международная молодёжная научная конференция “XIV КОРОЛЁВСКИЕ ЧТЕНИЯ”», Т.1, Самара: Издательство Самарского университета, 2017. С. 272-273.
3. Данилин А.И., Жуков С.В., Бояркина У.В., Грецков А.А. Способ контроля целостности лопастей несущего винта вертолёта и устройство для его осуществления: Пат. 2593652 (РФ). 2016.
4. Данилин А.И., Жуков С.В., Попов М.С. Математическое описание взаимодействия зондирующего СВЧ-сигнала с лопастью // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, №3, С. 178-188.
5. Далин В.Н. Конструкция вертолетов. М.: Машиностроение, 1971. 44-54 с.
6. Leishman J.G. Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge Aerospace Series. Second edition. USA NY: Cambridge University Press, 2006. 295-296 р.
7. Базов Д.И. Аэrodинамика вертолетов. М.: Транспорт, 1969. 10-13 с.
8. Вертолеты (расчет и проектирование). Книга первая. Аэродинамика. / А.В. Некрасов, А.С. Браверман, Л.Н. Гродко, М.А. Лейканд; [под редакцией М.Л. Миля]. М.: Машиностроение, 1966. 154 с.
9. Данилов В.А. Вертолёт Ми-8. Устройство и техническое обслуживание. М.: Транспорт, 1988. 135 с.
10. Богданов Ю.С., Михеев Р.А., Скульков Д.Д. Конструкция вертолетов. М.: Машиностроение, 1990. 110-112 с.
11. Dybdal R.B. Radar cross section measurements // Proceedings of the IEEE. Изд-во: Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1987. volume: 75, issue: 4. 498-516 р.
12. Jacobs E.N., Pinkerton R.M. Test in the variable-density wind tunnel of related airfoils having the maximum camber unusually far forward // NACA Report №537, 1936. 521-529 р.
13. Кобак В.О. Радиолокационные отражатели. М.:

- Советское радио, 1975. 42-50 с.
14. Сайбель А.Г. Основы радиолокации. М.: Советское радио, 1961. 33-53 с.
15. Кравец А.С. Характеристики авиационных про-
- филей. М.: Оборонгиз, 1939. 11-13 с.
16. Резниченко В.И. Изготовление лопастей вертолетов из неметаллических материалов. М: МАИ, 1977. 6-28 с.

**RESEARCH OF A CHARACTERISTICS PROPERTY OF INFLUENCE PARAMETERS
OF THE BLADES FOR GENERATION OF THE REFLECTED ELECTROMAGNETIC FLOW
AT MONITORING OF INTEGRITY OF THE HELICOPTER ROTOR**

© 2017 S.V. Zhukov, A.I. Danilin, U.V. Boyarkina, S.A. Vorontsova

Samara National Research University named after Academician S.P. Korolyov

This paper presents the results of exploratory tests of the influence of the helicopter blade's constructive-geometric parameters on realizability of a helicopter blade integrity monitoring method. Showing results of a radio signal radiation of a helicopter Mi-8 blade's fragment, as well as the results of the experiments with blade models made of various materials. As a part of study have been analysis and conclusions about the relationship between the amplitude of the signal and the distance to the subject of research and the material of the model. Modeling of the azimuth characteristic of the helicopters blade was made in the special CAD system. Conclusions are drawn about degree of an influence of the mechanical specifications of the blades on feasibility of the helicopter blade integrity monitoring devices.

Keywords: RCS, curve, angle of azimuth, blade, experimental model of blade, test bench, calibration measurement, model analysis, CAD system, super-high frequencies transducer.