

<https://doi.org/10.32603/1993-8985-2019-22-3-74-87>

УДК 621.396.96

С. Р. Гейстер^{1✉}, Т. Т. Нгуен²

¹ЗАО "Группа производственных технологий и авиационного машиностроения Аэромаш"
ул. Аэродромная, 3, п. Мачулищи Минского района, Республика Беларусь

²Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники
ул. П. Бровки, 6, г. Минск, 220013, Республика Беларусь

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ РАДИОЛОКАЦИОННОГО СИГНАЛА, ОТРАЖЕННОГО ОТ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА, В ПРИЛОЖЕНИИ К ОБРАЩЕННОМУ СИНТЕЗУ АПЕРТУРЫ

Аннотация.

Введение. В основе решения задачи распознавания летательных аппаратов лежит формирование радиолокационных портретов, отражающих конструктивные особенности этих аппаратов. Высокой информативностью обладают портреты, представляющие собой радиолокационные изображения винтов летательных аппаратов. Они позволяют различать количество и взаимное расположение лопастей винта, а также направление его вращения. В основе получения таких изображений лежат математические модели отраженных сигналов.

Цель работы. Рассмотрение математических моделей сигнала, отраженного от винта вертолета, в приложении к обращенному синтезу апертуры антенны (ОСАА).

Методы и материалы. Обращенный синтез используется для построения радиолокационного изображения винта в радиолокационном датчике с монохроматическим зондирующим сигналом. Лопастей винта в моделях аппроксимируются разными геометрическими формами. Модели, используемые для описания отражений от винтов вертолетов и винтовых самолетов, имеют существенные отличия. В процессе перемещения каждая лопасть несущего винта вертолета совершает характерные движения (маховое движение, качание, закручивание), а также изгибается в вертикальной плоскости. Такие движения и изгибы лопастей оказывают влияние на фазовую структуру сигнала, отраженного от несущего винта. При разработке алгоритма построения изображения несущего винта на основе ОСАА необходимо максимально точно учесть закон изменения фазовой структуры отраженного сигнала.

Результаты. Установлено, что в сантиметровом диапазоне длин волн математическая модель сигнала, отраженного от несущего винта вертолета как системы лопастей, наиболее точно описывается представлением каждой лопасти набором изотропных отражателей, расположенных на передней и задней кромках лопасти. Учет маховых движений и изогнутых форм лопастей в модели сигнала, отраженного от винта вертолета, позволяет максимально приблизиться к особенностям реального сигнала.

Заключение. Разработанная модель, учитывающая маховые движения и изгибы лопастей несущего винта вертолета, может использоваться для совершенствования алгоритмов ОСАА, обеспечивающих построение радиолокационных изображений летательных аппаратов.

Ключевые слова: математическая модель, несущий винт, вертолет, обращенный синтез апертуры антенны

Для цитирования: Гейстер С. Р., Нгуен Т. Т. Математические модели радиолокационного сигнала, отраженного от несущего винта вертолета, в приложении к обращенному синтезу апертуры // Изв. вузов России. Радиоэлектроника. 2019. Т. 22, № 3. С. 74–87. doi: 10.32603/1993-8985-2019-22-3-74-87

Источник финансирования. Инициативная работа.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Статья поступила в редакцию 09.04.2019; принята к публикации 20.05.2019; опубликована онлайн 27.06.2019

© Гейстер С. Р., Нгуен Т. Т., 2019

Контент доступен по лицензии Creative Commons Attribution 4.0 License
This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 License



Sergey R. Heister^{1✉}, Thai T. Nguyen²

¹ Group of Manufacturing Technologies and Aeronautical Engineering AEROMASH
Minsk, Belarus

² Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics
6, P. Brovki Str., 220013, Minsk, Belarus

MATHEMATICAL MODELS OF THE RADAR SIGNAL REFLECTED FROM A HELICOPTER MAIN ROTOR IN APPLICATION TO INVERSE SYNTHESIS OF ANTENNA APERTURE

Abstract

Introduction. The basis for solving the problem of aircraft recognition is the formation of radar portraits, reflecting the constructive features of aerial vehicles. Portraits, which are radar images of the propellers of aerial vehicles, have high informativeness. These images allow us to distinguish the number and relative position of the propeller blades, as well as the direction of its rotation. The basis for obtaining such images are mathematical models of reflected signals.

Objective. The aim of this paper is to develop mathematical models of the radar signal reflected from the helicopter main rotor applied to inverse synthetic aperture radar (ISAR).

Methods and materials. ISAR processing is used to produce a radar image of a propeller in a radar with a monochromatic probing signal. The propeller blades in the models are approximated by different geometric shapes. The models used to describe the reflection from the propellers of helicopters and fixed-wing aircraft have significant differences. In the process of moving each blade of the helicopter main rotor makes characteristic movements (flapping, dragging, feathering), as well as bends in a vertical plane. Such movements and bendings of the blades are influence the phase of the signal reflected from the main rotor. It is necessary to take the phase change of the reflected signal into account as accurately as possible when developing an ISAR algorithm for imaging the main rotor.

Results. We found that in the centimeter wavelength range the mathematical model of the signal reflected from the helicopter main rotor as a system of blades is most accurately described by representing each blade with a set of isotropic reflectors located on the main rotor's blade leading and trailing edges. Taking into account the flapping movements and curved shapes of the blades in the model allows you to get as close as possible to the features of the real signal.

Conclusion. The developed model which takes into account the flapping movements and bends of the helicopter main rotor blades can be used to improve the ISAR algorithms providing the radar imaging of aerial vehicles.

Key words: mathematical model, main rotor, helicopter, inverse synthetic-aperture radar

For citation: Heister S. R., Thai T. Nguyen. Mathematical models of the radar signal reflected from a helicopter main rotor in application to inverse synthesis of antenna aperture. Journal of the Russian Universities. Radioelectronics. 2019, vol. 22, no. 3, pp. 74–87. doi: 10.32603/1993-8985-2019-22-3-74-87

Acknowledgements. Initiative work.

Conflict of interest. Authors declare no conflict of interest.

Submitted 09.04.2019; accepted 20.05.2019; published online 27.06.2019

Введение. Основные элементы одновинтового вертолета как объекта радиолокационного наблюдения совершают сложные движения: фюзеляж – поступательное движение, а несущий винт (НВ) и рулевой винт – поступательно-вращательные движения, в ходе которых изменяются углы атаки их лопастей.

При разработке алгоритмов построения радиолокационного изображения (РЛИ) винтов вертолета на основе обращенного синтеза апертуры антенны (ОСАА) необходимо максимально точно учитывать законы изменения фазовых сдвигов отраженных сигналов (ОС) от элементов каждого

винта. Распространенная математическая модель ОС для НВ, лопасти которого представляются в виде цилиндра [1], только частично удовлетворяет этому требованию. Настоящая статья посвящена разработке математических моделей ОС для винта вертолета, отличающихся формами представления лопастей. При этом учтено, что в сантиметровом диапазоне радиоволн реальный летательный аппарат может представляться совокупностью отражателей [2], а отраженный от него сигнал – суперпозицией сигналов, отраженных от отдельных отражателей.

Модель временной структуры сигнала, отраженного от винта вертолета. С радиолокационным датчиком (РЛД) связана прямоугольная система координат ($OXYZ$) (рис. 1), начало которой совпадает с фазовым центром антенны РЛД, а ось OX параллельна вектору скорости вертолета v . На рис. 1 введены обозначения: C – центр вращения НВ с координатами (x_C, y_C, z_C) , причем $z_C = h_C$ – высота полета; r_C – дальность от РЛД до центра C . Винт вертолета (рис. 2) рассматривается как система из $N_{л.в}$ лопастей с угловым интервалом $\Delta\phi_B = 2\pi/N_{л.в}$, вращающихся с частотой F_B по часовой стрелке (вид сверху) в плоскости, параллельной плоскости XOY , и движущихся с постоянной скоростью v вдоль оси OX . Лопасти нумеруются по ходу вращения винта: $n_{л.в} = \overline{1, N_{л.в}}$, начиная с лопасти, имеющей минимальный положительный угол относительно оси OX .

Введем локальную прямоугольную систему координат $CX_1Y_1Z_1$ с началом координат в точке C (рис. 2), ось CX_1 которой направлена к хвосту вертолета, а ось CZ_1 совпадает с осью вращения НВ и направлена вверх. Угловое положение $n_{л.в}$ -й лопасти $\phi_{л.в}$ относительно оси CX_1 в момент времени t можно определить по угловому положению первой лопасти $\phi_{л1}(t)$, которая в момент $t = 0$ имеет начальное угловое положение ϕ_0 :

$$\phi_{л.в}(t) = \phi_{л1}(t) + \Delta\phi_B(n_{л.в} - 1), \quad (1)$$

где

$$\phi_{л1}(t) = 2\pi F_B t + \phi_0, \quad n_{л.в} = \overline{1, N_{л.в}}.$$

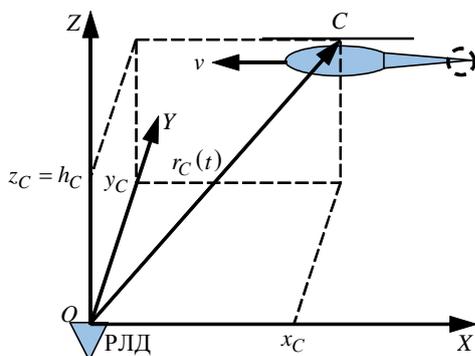


Рис. 1. Модель движения вертолета
Fig. 1. The model of the helicopter movement

Обозначив $\Delta t = 1/(F_B N_{л.в})$, выражение (1) преобразуем к виду

$$\begin{aligned} \phi_{л.в}(t) &= 2\pi F_B t + (n_{л.в} - 1)2\pi/N_{л.в} + \phi_0 = \\ &= 2\pi F_B [t + (n_{л.в} - 1)\Delta t] + \phi_0. \end{aligned} \quad (2)$$

Сигнал, отраженный от винта, представляется совокупностью сигналов, отраженных от точечных изотропных отражателей, лежащих на поверхности $N_{л.в}$ лопастей. В общем случае математическая модель ОС на выходе антенны описывается выражением [3]–[6]

$$\begin{aligned} u_{ОС}(t) &= \\ &= \sum_{n_{л.в}=1}^{N_{л.в}} \sum_{n_{отр}=1}^{N_{отр}} \sum_{l=0}^{L-1} U_0 [t - lT_{\Pi} - t_{з, n_{л.в}, n_{отр}}(t)] \times \\ &\times E_{n_{л.в}, n_{отр}}(t) \times \exp \{ i [\omega_0 t + \phi_{n_{л.в}, n_{отр}}(t)] \}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $N_{отр}$ – количество отражателей на одной лопасти; $U_0(t)$ – закон модуляции одиночного зондирующего сигнала (ЗС); L, T_{Π} – число и период повторения одиночных сигналов в излучаемом ЗС соответственно; $E_{n_{л.в}, n_{отр}}(t)$, $\phi_{n_{л.в}, n_{отр}}(t)$ и $t_{з, n_{л.в}, n_{отр}}(t)$ – законы изменения амплитуды, фазы и времени задержки сигнала, отраженного от $n_{отр}$ -го отражателя на $n_{л.в}$ -й лопасти; $\omega_0 = 2\pi f_0$ – несущая частота ЗС.

Комплексная огибающая ОС [3]–[6] при использовании монохроматического зондирующего сигнала (МХЗС) описывается выражением

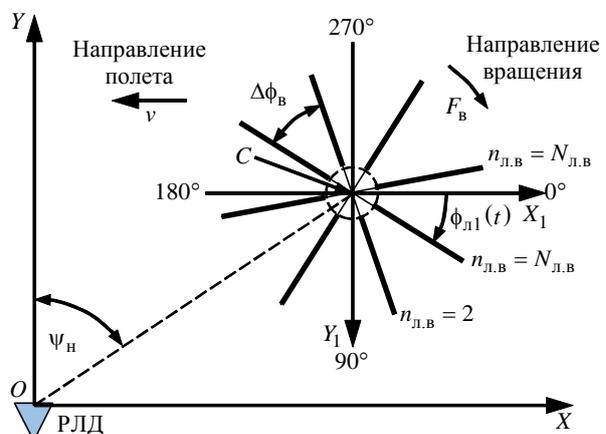


Рис. 2. Модель несущего винта вертолета
Fig. 2. The model of the helicopter main rotor

$$U_{л.в}(t) = \sum_{n_{л.в}=1}^{N_{л.в}} \sum_{n_{отр}=1}^{N_{отр}} E_{n_{л.в},n_{отр}}(t) \exp\{i[\varphi_{n_{л.в},n_{отр}}(t)]\}. \quad (4)$$

Законы изменения амплитуды, мощности, фазы и времени задержки сигнала, отраженного от $n_{отр}$ -го отражателя на $n_{л.в}$ -й лопасти, можно представить в виде

$$\begin{aligned} E_{n_{л.в},n_{отр}}(t) &= \sqrt{2P_{отр,n_{л.в},n_{отр}}(t)}; \\ P_{отр,n_{л.в},n_{отр}}(t) &= \frac{P_0 G_{пд} G_{пр} \lambda^2 \sigma_{n_{л.в},n_{отр}}[\psi_H(t)]}{(4\pi)^3 r_{n_{л.в},n_{отр}}^4(t)}; \quad (5) \\ \varphi_{n_{л.в},n_{отр}}(t) &= 2kr_{n_{л.в},n_{отр}}(t); \\ t_{з,n_{л.в},n_{отр}}(t) &= 2r_{n_{л.в},n_{отр}}(t)/c, \end{aligned}$$

где $P_{отр,n_{л.в},n_{отр}}$ – мощность ОС от $n_{отр}$ -го отражателя на $n_{л.в}$ -й лопасти; P_0 – мощность ЗС; $G_{пд}$, $G_{пр}$ – коэффициенты усиления передающей и приемной антенн соответственно; $\sigma_{n_{л.в},n_{отр}}[\psi_H(t)]$ – эффективная отражающая поверхность (ЭОП) $n_{отр}$ -го отражателя на $n_{л.в}$ -й лопасти под углом облучения $\psi_H(t)$; $r_{n_{л.в},n_{отр}}$ – дальность до $n_{отр}$ -го отражателя на $n_{л.в}$ -й лопасти; $k = 2\pi/\lambda$ – волновое число; λ и c – длина волны и скорость распространения ЗС соответственно.

Для корректного построения РЛИ необходимо правильное представление фазовой структуры ОС. Из (3)–(5) следует, что эта структура определяется законами изменения дальностей до отражателей на лопастях НВ в процессе вращения. Основные отражения от НВ создаются кромками его лопастей. С учетом этого положим, что отражатели расположены не по всей поверхности лопасти, а по ее кромкам. Далее рассмотрим законы изменения дальностей до отражателей относительно фазового центра антенны РЛД для трех вариантов представления лопасти как совокупности:

- 1) изотропных отражателей, расположенных на прямой линии, длина которой соответствует длине лопасти;
- 2) отражателей, расположенных на прямых линиях, соответствующих передней и задней кромкам лопасти;
- 3) отражателей, расположенных на линиях, соответствующих передней и задней кромкам ло-

пасти, которые изогнуты из-за маховых движений и неравномерного изгиба лопасти. Скручивание лопастей при этом не учитывалось.

В вариантах 2 и 3 отражатели на кромках представлены изотропными в пределах полусфер, обращенных к РЛД.

Важно отметить, что вертолет движется в соответствии с ориентацией и модулем вектора тяги несущего винта с учетом вектора силы тяготения. Можно полагать, что вектор тяги ориентирован перпендикулярно плоскости основания конуса, описываемого перемещающимися лопастями винта. Ориентацию этой плоскости изменяет пилот посредством автомата перекоса. В приложении к построению РЛИ несущего винта в РЛД представляет интерес модель отраженного сигнала, учитывающая ориентацию системы лопастей, их наклон и форму в процессе горизонтального полета вертолета с постоянной высотой относительно РЛД.

Дальность до отражателя при представлении лопасти вариантом 1. Отражатели располагаются (рис. 3) на расстояниях от R_{\min} до R_{\max} с шагом $\Delta R = \lambda/4$, так, что отражатель с номером $n_{отр}$ находится на расстоянии $R_{n_{отр}} = R_{\min} + (n_{отр} - 1)\Delta R$, $n_{отр} = \overline{1, N_{отр}}$ от центра вращения C .

Центр вращения C в начале анализа находится в точке с координатами (x_{C0}, y_{C0}, z_{C0}) (рис. 4). Скорость полета v при приближении вертолета к РЛД отрицательна. Дальность до $n_{отр}$ -го отражателя на $n_{л.в}$ -й лопасти определяется выражением

$$r_{n_{л.в},n_{отр}}(t) = \sqrt{z_{n_{л.в},n_{отр}}^2(t) + y_{n_{л.в},n_{отр}}^2(t) + x_{n_{л.в},n_{отр}}^2(t)}, \quad (6)$$

где

$$x_{n_{л.в},n_{отр}}(t) = x_{C0} + vt + R_{n_{отр}} \cos[\phi_{лн.л.в}(t)];$$

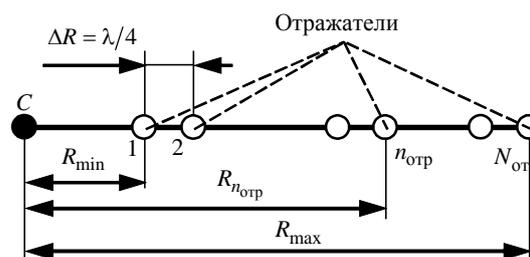


Рис. 3. Вариант 1 представления лопасти
Fig. 3. Option 1 of the representation of the blade

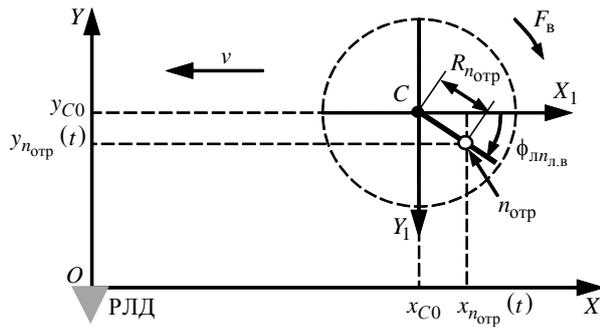


Рис. 4. Определение координат отражателя по варианту 1
Fig. 4. Determination of the coordinates of the reflector for option 1

$$y_{n_{л.в}, n_{отр}}(t) = y_{C0} - R_{n_{отр}} \sin[\phi_{лн.л.в}(t)];$$

$$z_{n_{л.в}, n_{отр}}(t) = z_{C0}.$$

Дальность до отражателя при представлении лопасти вариантом 2. Пронумеруем отражатели на передней и задней кромках номерами $n_{отр.п}$ и $n_{отр.з}$ соответственно ($n_{отр.п} = n_{отр.з} = \overline{1, N_{отр}}$) (рис. 5). Расстояние от отражателя с номером $n_{отр.п}$ до центра вращения C равно $R_{n_{отр.п}} = R_{\min} + [n_{отр.п} - 1]\Delta R$. По этой же формуле определяются расстояния до центра вращения C , до проекции отражателя с номером $n_{отр.з}$ на переднюю кромку лопасти. Координаты отражателя $n_{отр.п}$ $x_{n_{л.в}, n_{отр.п}}(t)$, $y_{n_{л.в}, n_{отр.п}}(t)$ и $z_{n_{л.в}, n_{отр.п}}(t)$ (рис. 6) определяются выражениями, аналогичными выражениям (6), а координаты отражателя $n_{отр.з}$ – выражениями

$$x_{n_{л.в}, n_{отр.з}}(t) = x_{C0} + vt +$$

$$+ R_{n_{отр.з}} \cos[\phi_{лн.л.в}(t)] + b_{л} \sin[\phi_{лн.л.в}(t)];$$

$$y_{n_{л.в}, n_{отр.з}}(t) = y_{C0} - R_{n_{отр.з}} \sin[\phi_{лн.л.в}(t)] +$$

$$+ b_{л} \cos[\phi_{лн.л.в}(t)];$$

$$z_{n_{л.в}, n_{отр.з}}(t) = z_{C0},$$

где $b_{л}$ – хорда лопасти.

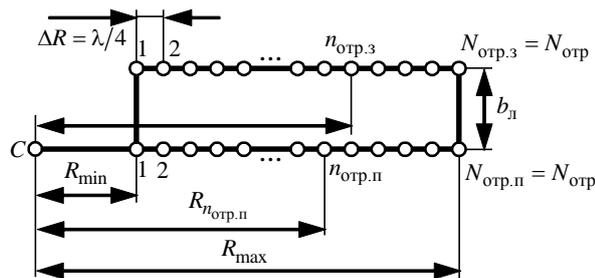


Рис. 5. Вариант 2 представления лопасти
Fig. 5. Option 2 of the representation of the blade

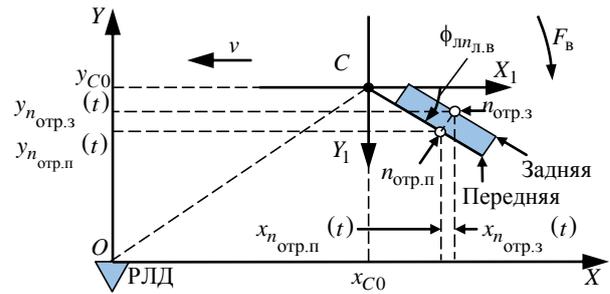


Рис. 6. Определение координат отражателя по варианту 2
Fig. 6. Determination of the coordinates of the reflector for option 2

С учетом смены отражающих характеристик кромок при приближении и удалении лопастей относительно РЛД дальность до отражателей лопасти $n_{л.в}$ описывается выражениями

$$r_{n_{л.в}, n_{отр.п}}(t) =$$

$$= \sqrt{x_{n_{л.в}, n_{отр.п}}^2(t) + y_{n_{л.в}, n_{отр.п}}^2(t) + z_{n_{л.в}, n_{отр.п}}^2(t)} \quad (7)$$

при приближении и

$$r_{n_{л.в}, n_{отр.з}}(t) =$$

$$= \sqrt{x_{n_{л.в}, n_{отр.з}}^2(t) + y_{n_{л.в}, n_{отр.з}}^2(t) + z_{n_{л.в}, n_{отр.з}}^2(t)} \quad (8)$$

при удалении.

Условие смены отражающих кромок при приближении (удалении) лопасти для направления вращения по часовой стрелке (вид сверху) (см. рис. 2) имеет следующий вид:

– при

$$\pi/2 + \psi_H(t) \leq \phi_{лн.л.в}(t) \leq 3\pi/4 + \psi_H(t)$$

$n_{л.в}$ -я лопасть удаляется от РЛД и сигнал отражается ее задней кромкой;

– при

$$0 \leq \phi_{лн.л.в}(t) < \pi/2 + \psi_H(t) \text{ и}$$

$$3\pi/4 + \psi_H(t) < \phi_{лн.л.в}(t) \leq 2\pi$$

эта лопасть приближается к РЛД и сигнал отражается ее передней кромкой.

Дальность до отражателя при представлении лопасти вариантом 3. Несущий винт вертолета создает подъемную силу и горизонтальную силу тяги. В типовом случае каждая лопасть НВ крепится к центральной втулке винта с помощью горизонтального шарнира (ГШ), вертикального шарнира (ВШ) и осевого шарнира (ОШ), относительно которых совершаются маховые движения

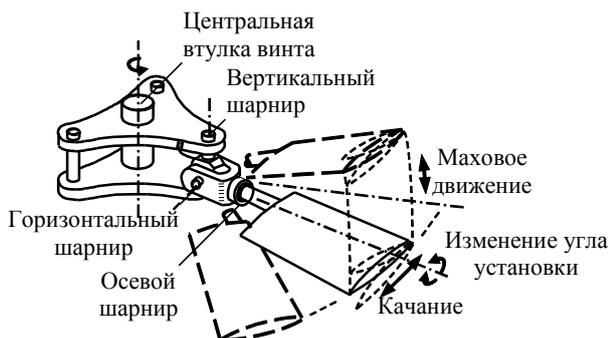


Рис. 7. Крепление несущего винта и движения лопастей
Fig. 7. The main rotor mount and the blades movements (МД), качания и закручивания (изменение углов установки) (рис. 7) [7]–[11].

Угол взмаха лопасти может достигать значений $12...15^\circ$, что приводит к подъему конца лопасти на значительную высоту относительно плоскости вращения центральной втулки и существенно влияет на фазу ОС в сантиметровом диапазоне. Кроме того, при вращении НВ свободный край лопасти изгибается в вертикальной плоскости, что приводит к изменению диаграммы обратного рассеяния и фазовой структуры отражений от кромок*.

Описание махового движения и конструктивные особенности лопасти. Для упрощения положим, что вертолет в полете ориентирован горизонтально, а плоскость вращения центральной втулки параллельна поверхности Земли в точке расположения вертолета. С учетом этого при описании МД используется система координат $CX_1Y_1Z_1$ (рис. 8), центр которой является центром вращения винта. Ось CX_1 находится в плоскости вращения втулки, параллельна оси OX

и направлена к хвосту вертолета; CZ_1 направлена вертикально вверх. Положение лопасти в плоскости вращения указывается углом ϕ_L ; угол взмаха лопасти β_L ; угол установки сечения лопасти θ_L ; смещение ГШ от оси вала e_L .

Заметим, что угол установки сечения лопасти есть угол наклона хорды поперечного сечения лопасти относительно плоскости вращения винта и перпендикулярна оси вращения винта.

Углы взмаха и установки лопасти в установившемся режиме полета – это периодические функции от ее углового положения ϕ_L , а значит, их можно разложить в ряды Фурье по этому параметру [7], [8], [11]:

$$\begin{aligned} \beta_L(\phi_L) &= \beta_0 - \beta_{1c} \cos(\phi_L) - \beta_{1s} \sin(\phi_L) - \dots - \\ &\quad - \beta_{mc} \cos(n\phi_L) - \beta_{ms} \sin(n\phi_L) - \dots; \\ \theta_L(\phi_L) &= \theta_0 - \theta_{1c} \cos(\phi_L) - \theta_{1s} \sin(\phi_L) - \dots - \\ &\quad - \theta_{mc} \cos(n\phi_L) + \theta_{ms} \sin(n\phi_L) - \dots, \end{aligned}$$

где $\beta_0 = \overline{\beta_L(\phi_L)}$ – угол конусности, определяемый средним значением угла взмаха β_L ; β_{mc} , β_{ms} , $m = 1, 2, \dots$ – гармоники ряда Фурье для угла взмаха; θ_0 – общий шаг угла установки; θ_{mc} , θ_{ms} – гармоники ряда Фурье для угла установки.

При описании этих характерных движений обычно ограничиваются первыми гармониками [7]–[14]:

$$\begin{aligned} \beta_L(\phi_L) &= \beta_0 - \beta_{1c} \cos(\phi_L) - \beta_{1s} \sin(\phi_L); \\ \theta_L(\phi_L) &= \theta_0 - \theta_{1c} \cos(\phi_L) - \theta_{1s} \sin(\phi_L). \end{aligned}$$

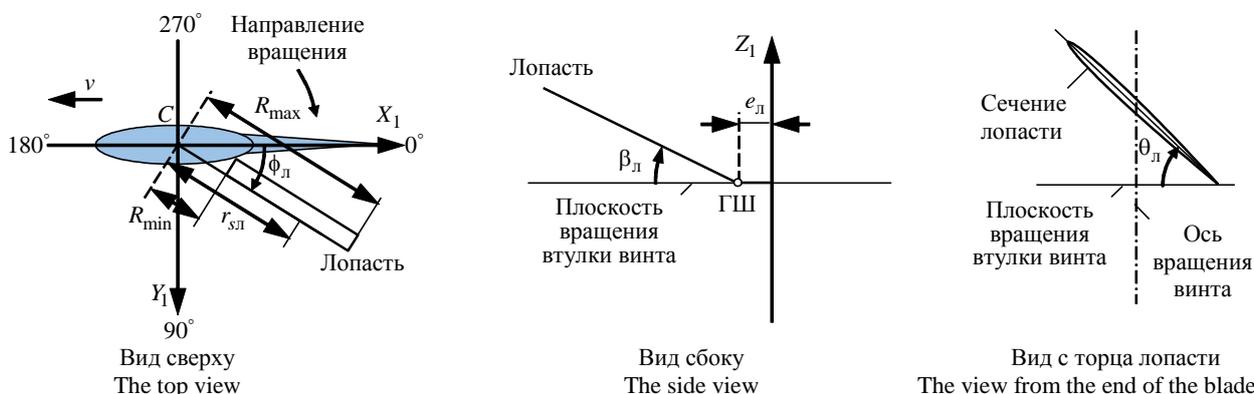


Рис. 8. Маховое движение лопасти
Fig. 8. Flapping motion of the blade

* Под фазовой структурой сигнала, отраженного от кромки лопасти, понимается распределение фаз сигналов, отраженных от отдельных фрагментов кромки.

Авторами настоящей статьи установлено, что влияние угла установки $\theta_{\text{л}}$ на фазовую структуру ОС незначительно, поэтому далее рассмотрим только угол взмаха $\beta_{\text{л}}$. Коэффициенты разложения угла взмаха $\beta_{\text{л}}$ определяются из условия равновесия моментов инерционных, центробежных и аэродинамических сил лопасти относительно ГШ. Из уравнения равновесия моментов можно получить уравнение маховых колебаний лопасти относительно ГШ [7], [8], [11]:

$$J_{\Gamma} \frac{d^2 \beta_{\text{л}}[\phi_{\text{л}}(t)]}{dt^2} + J_{\text{л}} \omega_{\text{в}}^2 \nu^2 \beta_{\text{л}}[\phi_{\text{л}}(t)] = \int_0^{R_{\text{max}}} T[r_{\text{сл}}, \phi_{\text{л}}(t)] r_{\text{сл}} dr_{\text{сл}}, \quad (9)$$

где J_{Γ} – массовый момент инерции лопасти относительно ГШ; $\omega_{\text{в}} = 2\pi F_{\text{в}}$ – угловая скорость вращения винта; $\nu = \sqrt{1 + (S_{\Gamma} e_{\text{л}})/J_{\Gamma}}$ – безразмерная частота собственных маховых колебаний лопасти относительно ГШ; R_{max} – радиус винта; $T[r_{\text{сл}}, \phi_{\text{л}}(t)]$ – погонная аэродинамическая сила лопасти; $r_{\text{сл}}$ – радиус точки анализа, причем S_{Γ} – статический момент лопасти относительно ГШ.

Решение (9) является сложной задачей. Однако в рассматриваемом случае можно использовать результаты, полученные в [11] при упрощенных условиях, положив, что закрученная лопасть имеет в плане прямоугольную форму, регулятор взмаха отсутствует, а распределение индуктивных скоростей по отметаемому диску равномерно. Для этих условий

$$\beta_0 = \frac{\gamma}{\nu^2} \left[\frac{1}{4} \theta_0 (1 + \mu_{\text{в}}^2) + \frac{1}{3} \lambda_{\text{в}} - \frac{1}{3} \mu_{\text{в}} \theta_{\text{лс}} \right];$$

$$\beta_{\text{лс}} = \frac{\frac{1}{8} \gamma^2 \mu_{\text{в}} \left(1 + \frac{\mu_{\text{в}}^2}{2} \right) \left(\lambda_{\text{в}} + \frac{4}{3} \theta_0 - \theta_{\text{лс}} \mu_{\text{в}} \right)}{\frac{1}{16} \gamma^2 \left(1 - \frac{\mu_{\text{в}}^4}{4} \right) + (\nu^2 - 1)^2} - \frac{\frac{1}{16} \gamma^2 \left(1 - \frac{\mu_{\text{в}}^4}{4} \right) \theta_{\text{лс}}}{\frac{1}{16} \gamma^2 \left(1 - \frac{\mu_{\text{в}}^4}{4} \right) + (\nu^2 - 1)^2} + \frac{\gamma \left[\frac{1}{3} \mu_{\text{в}} \beta_0 + \frac{1}{4} \theta_{\text{лс}} \left(1 + \frac{\mu_{\text{в}}^2}{2} \right) \right] (\nu^2 - 1)}{\frac{1}{16} \gamma^2 \left(1 - \frac{\mu_{\text{в}}^4}{4} \right) + (\nu^2 - 1)^2};$$

$$\beta_{\text{лс}} = \frac{\frac{1}{4} \gamma^2 \left(1 - \frac{\mu_{\text{в}}^2}{2} \right) \left(\frac{1}{3} \beta_0 \mu_{\text{в}} \right)}{\frac{1}{16} \gamma^2 \left(1 - \frac{\mu_{\text{в}}^4}{4} \right) + (\nu^2 - 1)^2} + \frac{\frac{1}{16} \gamma^2 \left(1 - \frac{\mu_{\text{в}}^4}{4} \right) \theta_{\text{лс}}}{\frac{1}{16} \gamma^2 \left(1 - \frac{\mu_{\text{в}}^4}{4} \right) + (\nu^2 - 1)^2} - \frac{\gamma \left[\left(\frac{1}{2} \lambda_{\text{в}} + \frac{2}{3} \theta_0 \right) \mu_{\text{в}} - \theta_{\text{лс}} \left(\frac{1}{4} + \frac{3}{8} \mu_{\text{в}}^2 \right) \right] (\nu^2 - 1)}{\frac{1}{16} \gamma^2 \left(1 - \frac{\mu_{\text{в}}^4}{4} \right) + (\nu^2 - 1)^2},$$

где

$$\gamma = \frac{b_{\text{л}} \rho \alpha_{\infty} R_{\text{max}}^4}{2 J_{\Gamma}}$$

– массовая характеристика лопасти;

$$\mu_{\text{в}} = \frac{\nu \cos(\alpha_{\text{в}})}{\omega_{\text{в}} R_{\text{max}}}$$

– характеристика режима полета;

$$\lambda_{\text{в}} = \frac{\nu \sin(\alpha_{\text{в}}) + \nu_1}{\omega_{\text{в}} R_{\text{max}}}$$

– характеристика протекания, причем ρ – массовая плотность воздуха; α_{∞} – производная коэффициента подъемной силы в сечении лопасти по углу установки; $\alpha_{\text{в}}$ – угол наклона плоскости вращения винта (плоскость основания конуса) относительно горизонтальной плоскости; ν_1 – индуктивная скорость подсосывания.

Изменение общего шага угла установки θ_0 с помощью автомата перекося (АП) приводит к изменению подъемной силы и, следовательно, к изменению угла конусности β_0 . Изменение циклического шага угла установки $\theta_{\text{лс}}$ отклонением тарелки АП вперед или назад (по тангажу) приводит к изменению угла наклона основания конуса на $\beta_{\text{лс}}$. Аналогичное изменение циклического шага угла установки $\theta_{\text{лс}}$ вправо или влево (по крену) вызывает изменение угла наклона на $\beta_{\text{лс}}$.

Лопasti НВ имеют конструктивные особенности. Основой лопасти служит лонжерон, образующий носовую часть профиля лопасти, к которому крепится ее хвостовая часть. Лопasti цельнометаллической конструкции можно разделить на две группы: с трубчатым стальным лонжероном



Рис. 9. Конструктивные особенности лопасти
Fig. 9. Blade design features

(Ми-6 и Ми-26) и с прессованным лонжероном из легких сплавов (Ми-2, Ми-8, Ми-24) [12]–[14]. Для разгрузки от переменных усилий хвостовая часть лопасти выполняется разрезной и обычно состоит из не связанных жестко между собой отсеков, имеющих сотовое заполнение, с резиновыми вкладышами между ними (рис. 9). При изгибных деформациях лонжерона хвостовые отсеки практически не нагружаются. Использование в конструкции лопасти отдельных секций позволяет легко обеспечить скручивание лопасти, а в случае повреждения одной из секции заменить ее.

Модель сигнала, отраженного от несущего винта с учетом маховых движений и изгибов лопастей. При моделировании использована прямоугольная система координат $OXYZ$ (см. рис. 1). Кромки НВ представим набором отражателей, расположенных на линиях кромок. В рамках этой модели передние и задние кромки лопасти описываются кусочно-линейными функциями. Например, для лопасти НВ вертолета Ми-2 передняя кромка аппроксимируется (рис. 10, а) двумя участками длиной $R_{п1}$ и $R_{п2}$ с углом наклона второго участка относительно первого $\beta_{п2}$, а задняя кромка (рис. 10, б) – четырьмя участками с длинами $R_{з1}$, $R_{з2}$, $R_{з3}$, $R_{з4}$ с углами наклона второго, третьего и четвертого участков относительно первого $\beta_{з2}$, $\beta_{з3}$, $\beta_{з4}$ соответственно. Угол наклона первых участков аппроксимации передней и задней кромок соответствует текущему

углу взмаха $\beta_{л}(\phi_{л})$.

Обозначим расстояния от центра вращения C до $n_{отр.п}$ -го отражателя как $R_{n_{отр.п}}$, а от центра вращения до проекции $n_{отр.з}$ -го отражателя на переднюю кромку как $R_{n_{отр.з}}$. Проекции этих расстояний на плоскость вращения втулки винта обозначены как $R_{п,n_{отр.п}}$ и $R_{п,n_{отр.з}}$ соответственно (рис. 10). Положим, что отражатели расположены на кромках через равные интервалы ΔR . Количество отражателей на участках вычисляется с использованием функции округления:

$$N_{п\zeta} = \text{ceil}[R_{п\zeta}/\Delta R]; \zeta = 1, 2;$$

$$N_{з\xi} = \text{ceil}[R_{з\xi}/\Delta R]; \xi = \overline{1, 4};$$

$$N_{отр} = \sum_{\zeta=1}^2 N_{п\zeta} = \sum_{\xi=1}^4 N_{п\xi}.$$

Поскольку $\beta_{л}$ есть функция от углового положения $\phi_{л}$, то проекции $R_{п,n_{отр.п}}$ и $R_{п,n_{отр.з}}$ – также функции от $\phi_{л}$. Они рассчитываются через $R_{n_{отр.п}}$, $R_{n_{отр.з}}$ и углы наклона линейных участков.

Представим угловое положение $\phi_{л}$ первой лопасти функцией от времени $\phi_{л1}(t) = \omega_{в}t + \phi_0$. Положим, что вертолет движется к РЛД по траектории, параллельной оси OX , с постоянной скоростью v на фиксированной высоте (см. рис. 1). Законы изменения координат $n_{отр.п}$ -го отражателя описываются выражениями

$$x_{n_{отр.п}}(t) = x_{C0} + vt + R_{п,n_{отр.п}}[\phi_{л1}(t)] \cos[\phi_{л1}(t)];$$

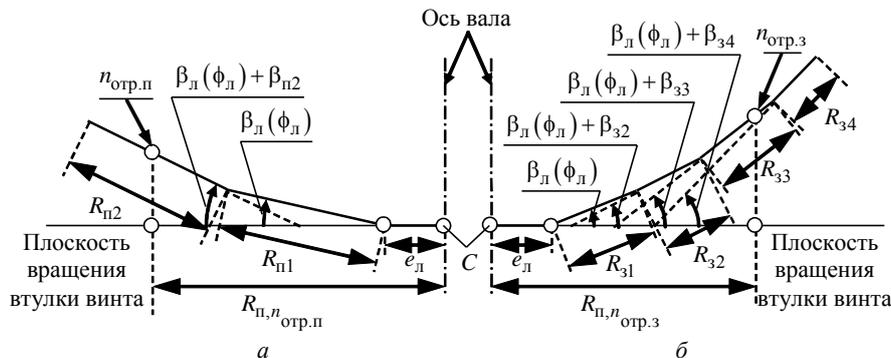


Рис. 10. Аппроксимация кромок лопасти несущего винта
Fin. 10. Approximation of the rotor blade edges: а – the leading edge; б – the trailing edge

$$\begin{aligned}
 y_{n_{\text{отр.п}}}(t) &= \\
 &= y_{C0} - R_{\text{п},n_{\text{отр.п}}} [\phi_{\text{л1}}(t)] \sin[\phi_{\text{л1}}(t)]; \\
 z_{n_{\text{отр.п}}}(t) &= \\
 &= \begin{cases} z_{C0} + (n_{\text{отр.п}} - 1) \Delta R \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] \}, & 1 \leq n_{\text{отр.п}} \leq N_{\text{п1}}; \\ z_{C0} + R_{\text{п1}} \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] \} + \\ + (n_{\text{отр.п}} - N_{\text{п1}} - 1) \Delta R \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] + \beta_{\text{п2}} \}, & N_{\text{п1}} < n_{\text{отр.п}} \leq N_{\text{отр.п}} \end{cases} \quad (10)
 \end{aligned}$$

и $n_{\text{отр.3}}$ -го отражателя – выражениями:

$$\begin{aligned}
 x_{n_{\text{отр.3}}}(t) &= x_{C0} + vt + \\
 &+ R_{\text{п},n_{\text{отр.3}}} [\phi_{\text{л1}}(t)] \cos[\phi_{\text{л1}}(t)] + b_{\text{л}} \sin[\phi_{\text{л1}}(t)]; \\
 y_{n_{\text{отр.3}}}(t) &= y_{C0} - \\
 &- R_{\text{п},n_{\text{отр.3}}} [\phi_{\text{л1}}(t)] \sin[\phi_{\text{л1}}(t)] + b_{\text{л}} \cos[\phi_{\text{л1}}(t)]; \\
 z_{n_{\text{отр.3}}}(t) &= \\
 &= \begin{cases} z_{C0} + (n_{\text{отр.3}} - 1) \Delta R \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] \}, & 1 \leq n_{\text{отр.3}} \leq N_{31}; \\ z_{C0} + R_{31} \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] \} + \\ + (n_{\text{отр.3}} - N_{31} - 1) \Delta R \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] + \beta_{32} \}, & N_{31} < n_{\text{отр.3}} \leq N_{31} + N_{32}; \\ z_{C0} + R_{31} \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] \} + \\ + R_{32} \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] + \beta_{32} \} + \\ + (n_{\text{отр.3}} - N_{31} - N_{32} - 1) \times \\ \times \Delta R \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] + \beta_{33} \}, & N_{31} + N_{32} < n_{\text{отр.3}} \leq N_{31} + N_{32} + N_{33}; \\ z_{C0} + R_{31} \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] \} + \\ + R_{32} \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] + \beta_{32} \} + \\ + R_{33} \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] + \beta_{33} \} + \\ + (n_{\text{отр.3}} - N_{31} - N_{32} - N_{33} - 1) \times \\ \times \Delta R \sin \{ \beta_{\text{л}} [\phi_{\text{л1}}(t)] + \beta_{34} \}, & N_{31} + N_{32} + N_{33} < n_{\text{отр.3}} \leq N_{\text{отр.3}} \end{cases} \quad (11)
 \end{aligned}$$

Заметим, что скорость полета v имеет отрицательный знак при приближении вертолета к РЛД и положительный при удалении.

Дальность до произвольного отражателя с учетом смены отражающих кромок первой лопасти при ее приближении и удалении описывается общими выражениями (7), (8) с использованием новых координат (10) (11) с заменой углового по-

ложения первой лопасти угловым положением $n_{\text{л.в}}$ -й лопасти, определяемым выражениями (1) и (2). Условия переключения отражающих характеристик кромок сохраняются прежними.

Результаты моделирования для несущего винта вертолета Ми-2. При моделировании приняты следующие значения переменных: частота вращения винта $F_{\text{в}} = 4.119$ Гц; число лопастей $N_{\text{л.в}} = 3$; радиусы лопастей $R_{\text{max}} = 7.25$ м, $R_{\text{min}} = 0.9$ м; хорда лопасти $b_{\text{л}} = 0.4$ м; начальные координаты центра винта $x_{C0} = 206.8$ м, $y_{C0} = 209.2$ м, $z_{C0} = 52.8$ м; скорость полета $v = 7$ м/с; начальное угловое положение первой лопасти $\phi_0 = 30^\circ$; $\lambda = 1.25 \cdot 10^{-2}$ м; зондирующий сигнал – МХЗС, частота дискретизации АЦП $F_{\text{д}} = 96$ кГц. Все отражатели изотропные в пределах области аппроксимации.

В соответствии с результатами экспериментов [15]–[18] при удалении вертолета от РЛД мощность ОС для передней кромки больше мощности ОС для задней кромки, а при приближении – наоборот. Поэтому ЭОП одного отражателя передней кромки для вариантов 1–3 принята равной $\sigma_{n_{\text{л.в}},n_{\text{отр.п}}}(t) = 4.5 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$, а ЭОП одного отражателя задней кромки для вариантов 2, 3 – равной $\sigma_{n_{\text{л.в}},n_{\text{отр.3}}}(t) = 5 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$. Длины и углы наклона участков составляют: $R_{\text{п1}} = R_{\text{п2}} = 0.5(R_{\text{max}} - R_{\text{min}})$; $\beta_{\text{п2}} = 4.5^\circ$; $R_{31} = R_{32} = R_{33} = R_{34} = 0.25(R_{\text{max}} - R_{\text{min}})$; $\beta_{32} = 2.5^\circ$; $\beta_{33} = 4.5^\circ$; $\beta_{34} = 6.5^\circ$. Для расчета коэффициентов махового движения использованы практические данные, приведенные в [9], [10] для вертолета Ми-2: массовая характеристика лопасти $\gamma = 0.762$; момент инерции лопасти относительно ГШ $J_{\text{л}} = 804 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$; статический момент лопасти относительно ГШ $S_{\text{л}} = 197 \text{ кг} \cdot \text{м}$; смещение ГШ $e_{\text{л}} = 0.102$ м; угол наклона плоскости вращения винта относительно горизонтальной плоскости $\alpha_{\text{в}} = 5^\circ$; индуктивная скорость подсаживания $v_1 \cong 9$ м/с; шаги угла установки $\theta_0 = 7^\circ$, $\theta_{1с} = 5.73^\circ$, $\theta_{1с} = 0^\circ$.

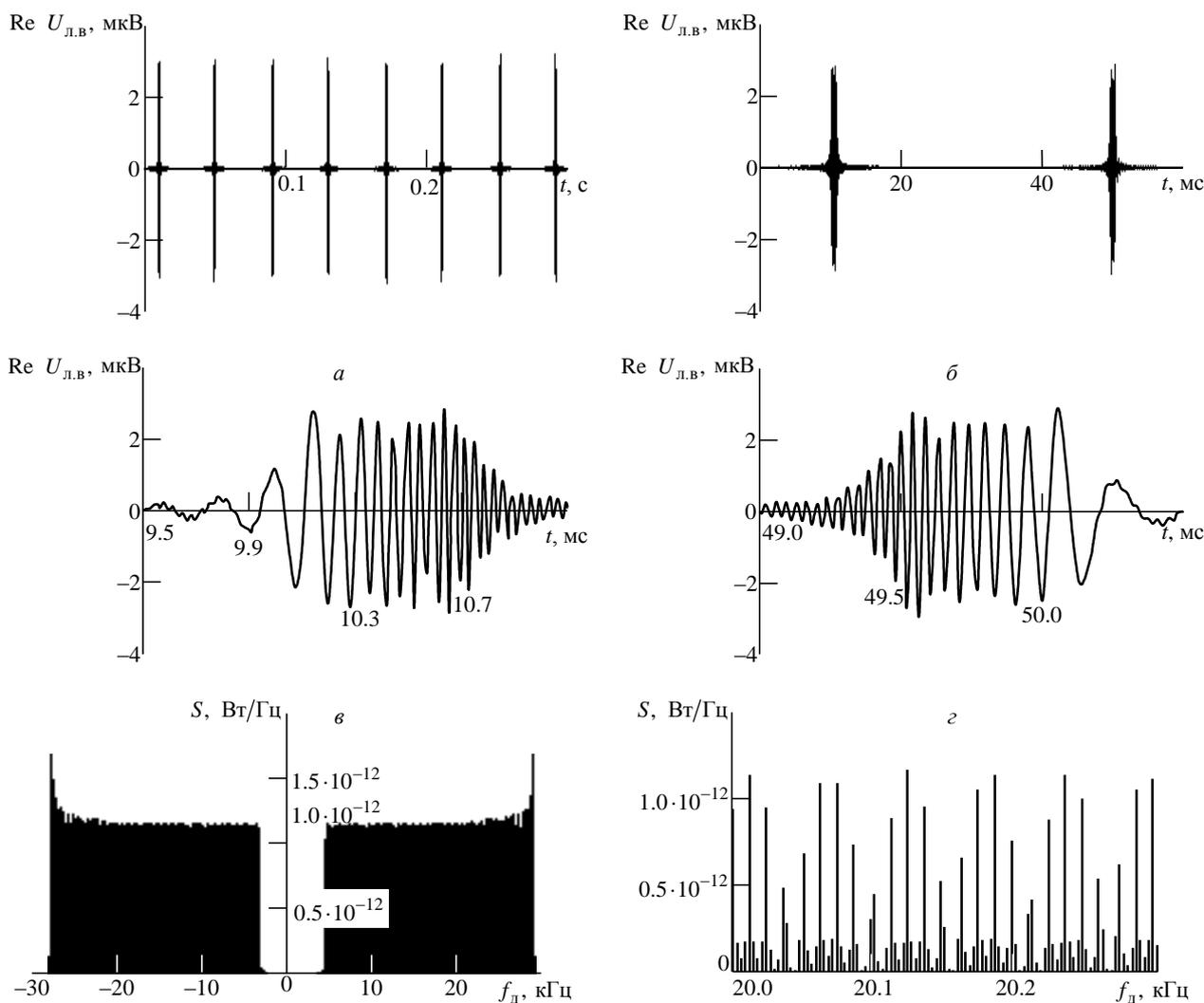


Рис. 11. Результаты моделирования при аппроксимации по варианту 1
Fig. 11. The simulation results in the approximation according to the option 1:

Reflected signals: *a* – from the main rotor; *б* – from the main rotor (fragment); *в* – from the approaching blade; *г* – from the retreating blade. Energy spectrum: *д* – full; *е* – fragment

Результаты моделирования для аппроксимации лопасти по варианту 1 представлены на рис. 11: *a* – вещественная часть ОС $Re U_{л.в}$, *б* – фрагмент этого сигнала – два импульса ОС, *в* – ОС для приближающейся лопасти, *г* – ОС для удаляющейся лопасти, *д* – энергетический спектр ОС S и *е* – его фрагмент*.

Результаты моделирования для аппроксимации лопасти по варианту 2. На рис. 12 представлены: *a* – вещественная часть ОС, *б* – энергетический спектр ОС, *в* – ОС для приближающейся лопасти и *г* – ОС для удаляющейся лопасти.

Результаты моделирования для аппроксимации лопасти по варианту 3. На рис. 13 показаны зависимости угла взмаха от углового положения

лопасти при разных скоростях полета. Результаты моделирования представлены на рис. 14: *a* – вещественная часть ОС; *б* – энергетический спектр ОС с учетом маховых движений и изгиба лопастей при скорости полета 7 м/с; *в* – ОС для приближающейся лопасти и *г* – ОС для удаляющейся лопасти.

Анализ результатов моделирования. ОС для многолопастной структуры НВ представляет собой набор импульсов с внутриимпульсной частотной модуляцией. При кусочно-линейной аппроксимации по варианту 3 каждый импульс ОС состоит из примыкающих друг к другу импульсов с линейной частотной модуляцией, количество и параметры модуляции которых определяются числом линейных отрезков, их расположением на кромке и частотой вращения винта. Частота повто-

* $f_{д}$ – доплеровская частота ОС.

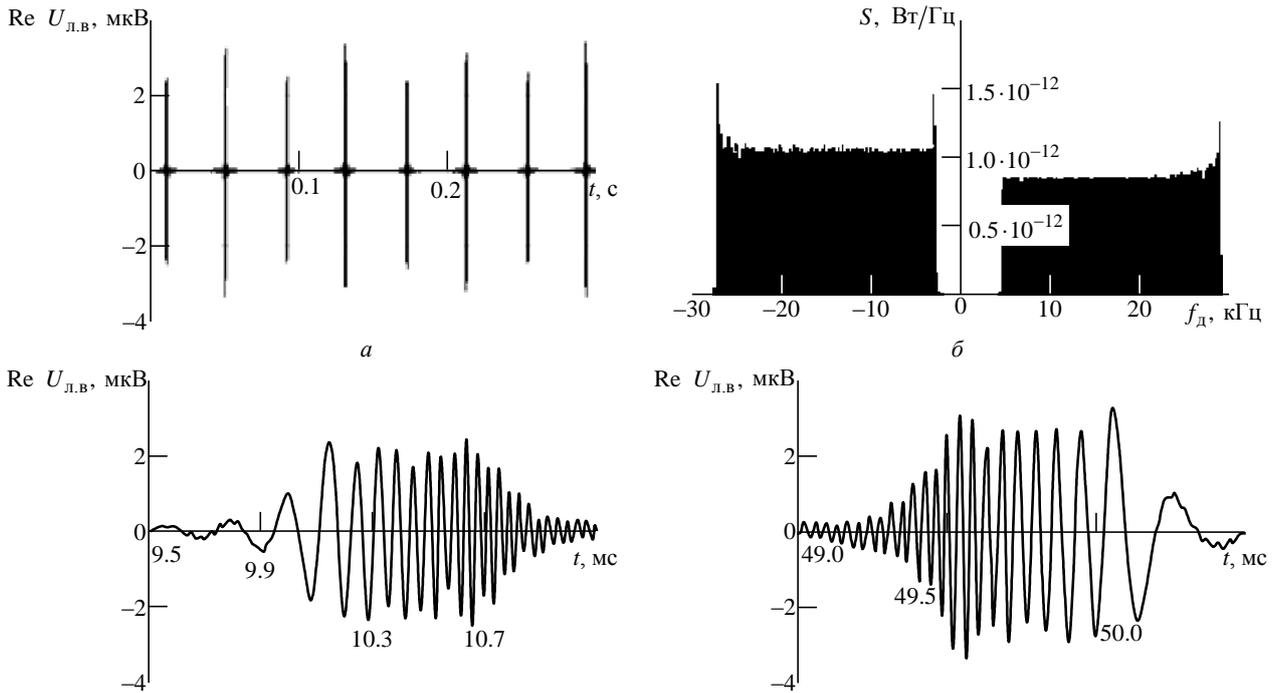


Рис. 12. Результаты моделирования при аппроксимации по варианту 2
Fig. 12. The simulation results in the approximation according to the option 2:
а – the reflected signal from the main rotor; б – energy spectrum of the reflected signal;
в – reflected signal from the approaching blade; г – reflected signal from the retreating blade

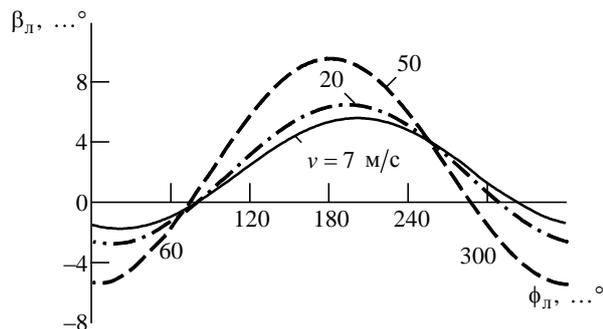


Рис. 13. Зависимость угла взмаха от углового положения лопасти (аппроксимация по варианту 3)
Fig. 13. The dependence of the flapping angle on the angular position of the blade (approximation according to option 3)

рения импульсов ОС определяется произведением числа лопастей и частоты вращения $N_{л.в} F_{в}$ винта (рис. 11, а, 12, а, 14, а). Спектр сигнала, отраженного от НВ, имеет дискретную структуру (рис. 11, е), в которой составляющие следуют с интервалом $N_{л.в} F_{в}$. Пики в спектре ОС, обнаруженные при моделировании для аппроксимации лопасти по варианту 3 (рис. 14, б), обусловлены более длительным накоплением отраженных сигналов в области боковых лепестков диаграммы обратного рассеяния лопасти. Аналогичные пики присутствуют в спектрах ОС, полученных в ходе экспериментальных исследований, представленных далее.

Результаты экспериментальных исследований для вертолета Ми-2. Условия эксперимента: зависший вертолет медленно перемещался боком к РЛД в интервале дальностей от 40 до 30 м на высоте 3 м. Зондирующий сигнал МХЗС с круговой поляризацией и $\lambda = 0.0125$ м. Частота дискретизации ОС 48 кГц. На рис. 15 представлены результаты исследования сигнала, отраженного от НВ, после компенсации сигнала, отраженного от корпуса вертолета, и мешающих отражений. Время когерентного накопления (формирования спектра) $T_a = 1.365$ с.

На рисунках представлены вещественная часть ОС для НВ (а – общий вид, б – фрагмент), ОС для приближающейся (в) и удаляющейся (г) лопастей, энергетический спектр ОС для НВ (д – общий вид, е – фрагмент).

Сопоставление результатов. Сравнение данных, полученных при моделировании и в эксперименте, позволяет сделать вывод, что модель ОС НВ вертолета с учетом маховых движений и изогнутых в полете форм лопастей близка к реальному ОС. Каждый импульс комплексной огибающей ОС (рис. 14, в и г, 15, в и г) состоит из примыкающих друг к другу коротких импульсов. Количество, длительности и параметры модуляции этих импульсов определяются количеством,

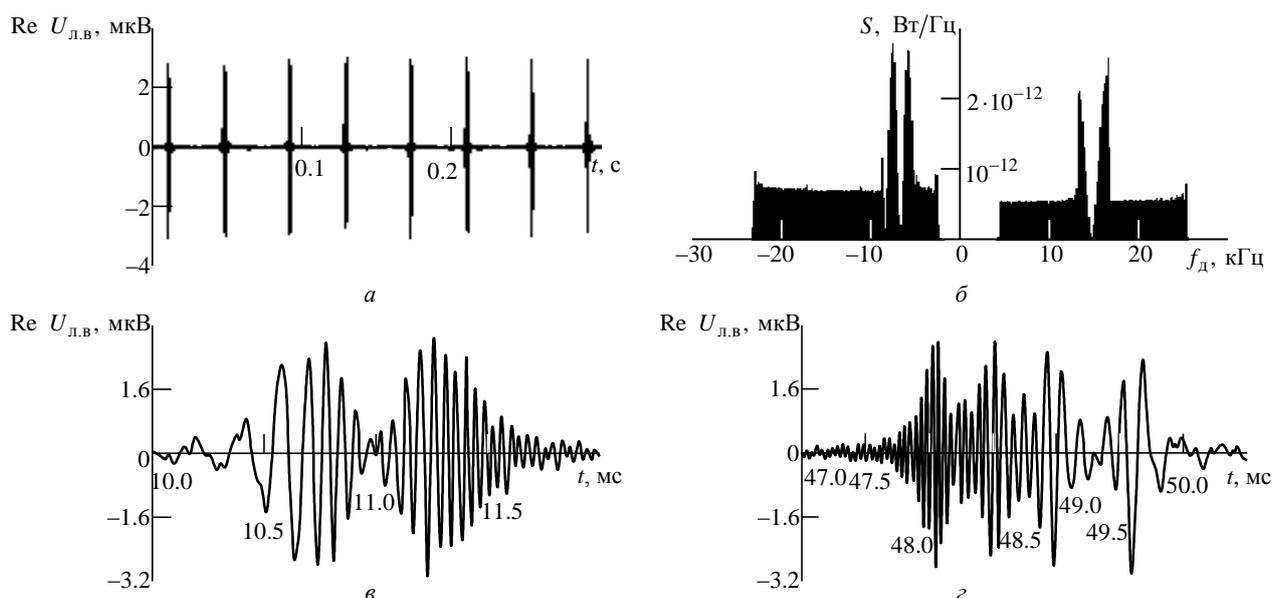


Рис. 14. Результаты моделирования при аппроксимации по варианту 3
 Fig. 14. The simulation results in the approximation according to option 3:
 а – the reflected signal from the main rotor; б – energy spectrum of the reflected signal;
 в – reflected signal from the approaching blade; г – reflected signal from the retreating blade

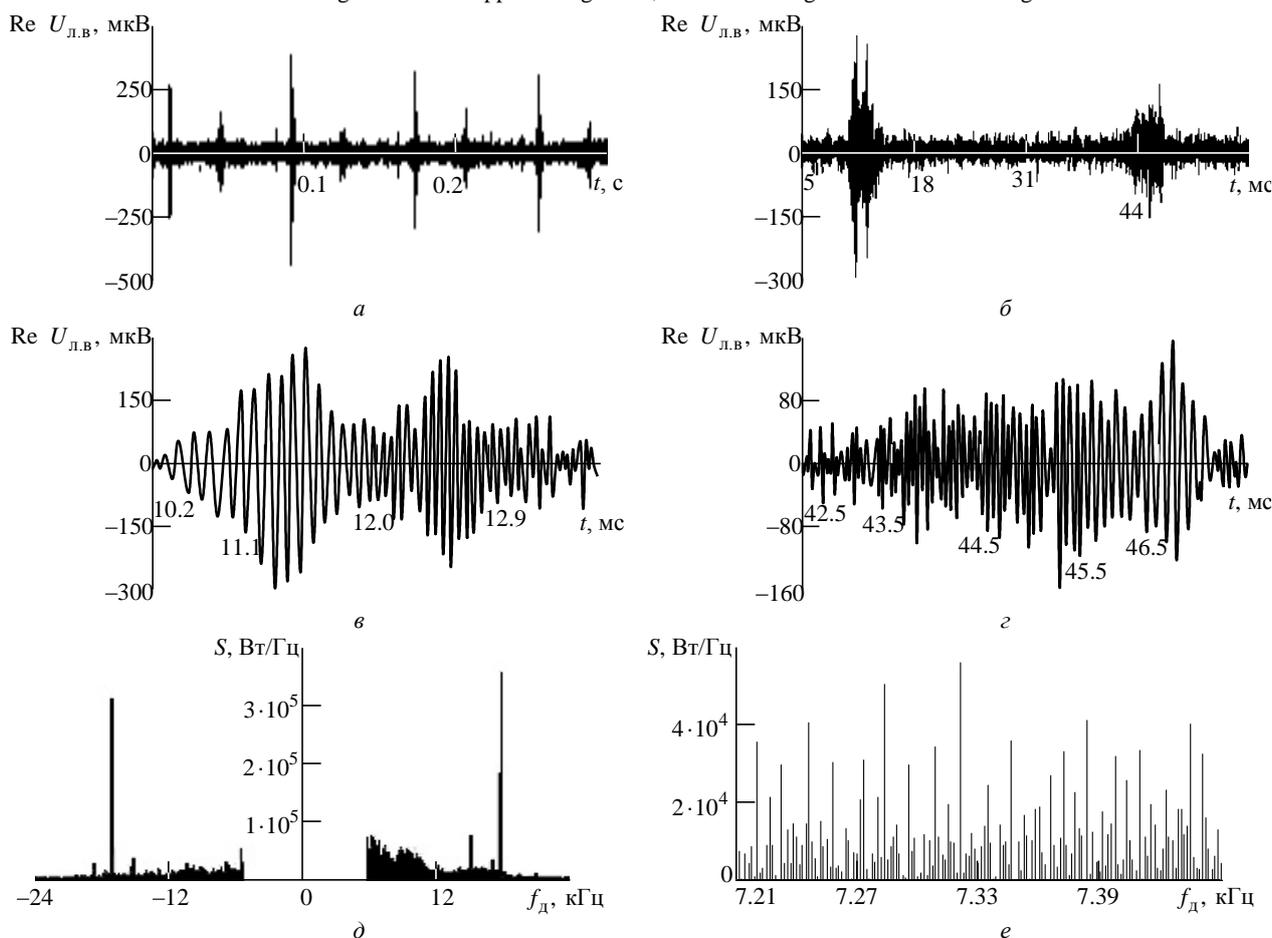


Рис. 15. Результаты эксперимента

Fig. 15. Experimental results

Reflected signals: а – from the main rotor; б – from the main rotor (fragment); в – from the approaching blade;
 г – from the retreating blade. Energy spectrum: д – full; е – fragment

расположением и ориентацией линейных участков на соответствующей кромке. В частности, для вертолета Ми-2 ОС передней кромки при приближении лопасти к РЛД состоит из двух парциальных импульсов (рис. 14, в), а ОС от задней кромки при удалении лопасти от РЛД – из четырех парциальных импульсов (рис. 14, г); длительность парциального импульса определяется шириной лепестка диаграммы обратного рассеяния от соответствующего линейного участка на кромке лопасти (рис. 11, в и г; 12, в и г; 14, в и г; 15, в и г); спектры сигналов, отраженных от приближающейся и удаляющейся лопастей, расположены симметрично относительно доплеровской частоты сигнала, отраженного от корпуса вертолета, и имеют разный уровень (рис. 12, б; 14, б; 15, д).

Заключение. В сантиметровом диапазоне длин волн математическая модель сигнала, отраженного от несущего винта как системы лопастей, наиболее точно описывается представлением каждой лопасти набором изотропных отражателей, расположенных на передней и задней кромках лопасти. Учет маховых движений и изогнутых форм лопастей в модели ОС позволяет максимально приблизиться к особенностям реального сигнала, более точно описать закон изменения фазовой структуры сигнала и следовательно, повысить качество построения РЛИ винта. Разработанная модель может использоваться для совершенствования алгоритмов ОСАА, обеспечивающих построение РЛИ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Экспериментальное обоснование модели отраженного от вертолета радиолокационного сигнала / О. В. Васильев, П. В. Кутахов, В. Г. Щекотилов, И. А. Юрчик // Радиотехника. 2001. № 11. С. 12–16.
2. Радиолокационные характеристики летательных аппаратов / М. Е. Варганов, Ю. С. Зиновьев, Л. Ю. Астанин, А. А. Костылев, А. Я. Пасмуров, В. А. Сарычев, С. К. Слезкинский, Б. Д. Дмитриев.; под ред. Л. Т. Тучкова. М.: Радио и связь, 1985. 235 с.
3. Бартон Д. Радиолокационные системы / пер. с англ. П. Горохова, О. Казакова, А. Тупицына. М.: Воениздат, 1967. 480 с.
4. Радиоэлектронные системы. Основы построения и теория / Я. Д. Ширман, Ю. И. Лосев, Н. Н. Минервин, С. В. Москвитин, С. А. Горшков, Д. И. Леховицкий, Л. С. Левченко; под ред. проф. Я. Д. Ширмана; ЗАО "МАКВИС". М., 1998. 828 с.
5. Бакулев П. А. Радиолокация движущихся целей. М.: Сов. радио, 1964. 336 с.
6. Справочник по радиолокации: в 4 т. / под ред. М. Скольника. Т. 1. Основы радиолокации / пер. с англ.; под общ. ред. К. Н. Трофимова. М.: Сов. радио, 1976. 455 с.
7. Джонсон У. Теория вертолета: в 2 кн. / пер. с англ. Кн. 2. М.: Мир, 1983. 1024 с.
8. Юрьев Б. Н. Избранные труды: в 2 т. Т. 1. Воздушные винты. Вертолеты. М.: Изд-во АН СССР, 1961. 553 с.
9. Зозуля В. Б., Лалетин К. Н., Гученко Н. И. Практическая аэродинамика вертолета Ми-2. М.: Воздушный транспорт, 1984. 176 с.
10. Романчук В. Н., Красильников В. В. Вертолет Ми-2. М.: Транспорт, 1972. 260 с.
11. Борисов Е. А., Леонтьев В. А., Новак В. Н. Анализ особенностей работы несущего винта с отрицательным выносом горизонтальных шарниров // Тр. МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84476> (дата обращения 26.05.2019)
12. Акимов А. И. Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. М.: Машиностроение, 1988. 144 с.
13. Вертолеты: справ. по аэродинамике, динамике полета, конструкции, оборудованию и технической эксплуатации / А. М. Володко, М. П. Верхозин, В. А. Горшков; под ред. А. М. Володко. М.: Воениздат, 1992. 557 с.
14. Вертолеты, расчет и проектирование: в 3 т. Т. 2. Колебания и динамическая прочность / М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман, Л. Н. Гродко, М. А. Лейканд; под ред. М. Л. Миль. М.: Машиностроение, 1967. 424 с.
15. Bullard B. D., Dowdy P. C. Pulse Doppler signature of a rotary-wing aircraft // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 1991. Vol. 6, iss. 5. P. 28–30.
16. Fliss G. G. Tomographic radar imaging of rotating structures // Proc. SPIE Vol. 1630, Synthetic Aperture Radar. 1992. P. 199–207. doi: 10.1117/12.59018
17. Rotander C. E., Von Sydow H. Classification of helicopters by the L/N-quotient // Proc. of the Radar 97 (Conf. Publ. 449), 14–16 Oct. 1997, Edinburgh, UK. Piscataway: IEEE, 1997. P. 629–633.
18. Tikkinen J. M., Helander E. E., Visa A. J. E. Joint utilization of incoherently and coherently integrated radar signal in helicopter categorization // IEEE Intern. Radar Conf., 9–12 May 2005, Arlington, VA, USA. Piscataway: IEEE, 2005. P. 540–545. doi: 10.1109/RADAR.2005.1435885

Гейстер Сергей Романович – доктор технических наук (2004), профессор (2006). Руководитель опытных и экспериментальных разработок ЗАО "Группа производственных технологий и авиационного машиностроения Аэромаш". Автор более 150 научных работ. Сфера научных интересов – построение радиотехнических систем различного назначения; радиолокационное распознавание; адаптивная обработка сигналов; радиоэлектронная защита.
E-mail: hsr_1960@yahoo.com

Нгуен Тьен Тхай – магистр техники и технологии (2016), аспирант кафедры информационных радиотехнологий Белорусского государственного университета информатики и радиоэлектроники. Автор 14 научных работ. Сфера научных интересов – радиолокационное распознавание; цифровая обработка сигналов.
E-mail: thairti@gmail.com

REFERENCES

1. Vasil'yev O. V., Kutakhov P. V., Shchekotilov V. G., Yurchik I. A. Experimental Validation of the Model of a Radar Signal Reflected from a Helicopter. *Radiotekhnika*, 2001, no. 11, pp. 12–16. (In Russ.)
2. Varganov M. E., Zinov'yev Yu. S., Astanin L. Yu., Kostylev A. A., Pasmurov A. Ya., Sarychev V. A., Slezkinskii S. K., Dmitriev B. D. *Radiolokatsionnyye kharakteristiki letatel'nykh apparatov* [Radar Characteristics of Airborne Vehicles], ed. by L. T. Tuchkova. Moscow, *Radio i svyaz'*, 1985, 235 p. (In Russ.)
3. Barton D. K. Radar system analysis. Englewood Cliffs, NJ, Prentice Hall, 1964.
4. Shirman Ya. D., Losev Yu. I., MInervin N. N., Moskvitin S. V., Gorshkov S. A., Lekhovitskii D. I., Levchenko L. S. *Radioelektronnyye sistemy: Osnovy postroyeniya i teoriya* [Radio Electronic Systems. Basics of Construction and Theory], ed. by Ya. D. Shirman. Moscow, ZAO "MAKVIS", 1998, 828 p. (In Russ.)
5. Bakulev P. A. *Radiolokatsiya dvizhushchikhsya tseley* [Radar Detection of Moving Targets]. Moscow, *Sovetskoye radio*, 1964, 336 p. (In Russ.)
6. Radar handbook: ed by M. I. Skolnik. In 4 vol. Vol. 1. New York, McGraw-Hill, Technology & Engineering, 1970.
7. Johnson W. Helicopter Theory. Princeton, Princeton University Press, 1980.
8. Yur'yev B. N. *Izbrannyye trudy. Tom 1. Vozdushnyye vinty, vertolety* [Propellers. Helicopters]. Moscow, *Izdatel'stvo akademii nauk SSSR*, 1961, 553 p. (In Russ.)
9. Zozulya V. B., Laletin K. N., Guchenko N. I. *Prakticheskaya aerodinamika vertoleta Mi-2* [Practical Aerodynamics of the Mi-2 Helicopter]. Moscow, *Vozdushnyy transport*, 1984, 176 p. (In Russ.)
10. Romanchuk V. N., Krasil'nikov V. V. *Vertolet Mi-2* [Mi-2 Helicopter]. Moscow, *Transport*, 1972, 260 p. (In Russ.)
11. Borisov E. A., Leont'yev V. A., Novak V. N. *Analiz osobennostey raboty nesushchego vinta s otritsatel'nym vynosom gorizonta'nykh sharnirov* [Analysis of the Features of the Rotor with a Negative Removal of Horizontal Hinges]. *Trudy MAI*, 2017, no. 95. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=83562> (accessed 26.05.2019) (In Russ.)
12. Akimov A. I. *Aerodinamika i letnyye kharakteristiki vertoletov* [Aerodynamics and Flight Characteristics of Helicopters]. Moscow, *Mashinostroyeniye*, 1988, 144 p. (In Russ.)
13. Volodko A. M., Verkhozin M. P., Gorshkov V. A. *Vertolety: Spravochnik po aerodinamike, dinamike poleta, konstruksii, oborudovaniyu i tekhnicheskoy ekspluatatsii* [Helicopters: Handbook of Aerodynamics, Flight Dynamics, Design, Equipment and Technical Operation], ed. by A. M. Volodko. Moscow, *Voenizdat*, 1992, 557 p. (In Russ.)
14. Mil' M. L., Nekrasov A. V., Braverman A. S., Grodtko L. N., Leikand M. A. *Vertolety, raschet i proyektirovaniye. Tom 2. Kolebaniya i dinamicheskaya prochnost'* [Helicopters, Calculation and Design. Vol. 2. Oscillations and Dynamic Strength]. Moscow, *Mashinostroyeniye*, 1967, 424 p. (In Russ.)
15. Bullard B. D., Dowdy P. C. Pulse Doppler signature of a rotary-wing aircraft. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 1991, vol. 6, iss. 5, pp. 28–30.
16. Fliss G. G. Tomographic Radar Imaging of Rotating Structures. *Proc. SPIE 1630, Synthetic Aperture Radar*, 1992, pp. 199–207.
17. Rotander C. E., Von Sydow H. Classification of Helicopters by the L/N-quotient. *Proc. of the Radar 97 (Conf. Publ. 449)*, 1997, pp. 629–633.
18. Tikkinen J. M., Helander E. E., Visa A. Joint Utilization of Incoherently and Coherently Integrated Radar Signal in Helicopter Categorization. *IEEE International Radar Conf., Arlington, VA, 9–12 May 2005, Piscataway, IEEE*, 2005, pp. 540–545.

Sergey R. Heister – Dr. of Sci. (Engineering) (2004), Professor (2006). Head of experimental developments of Closed joint-stock company "Group of Manufacturing Technologies and Aeronautical Engineering AEROMASH". The author of more than 150 scientific publications. Area of expertise: construction of radio engineering systems for various purposes; radar recognition; adaptive signal processing; radioelectronic protective measures.
E-mail: hsr_1960@yahoo.com

Thai T. Nguyen – Master of engineering and technology (2016). Postgraduate student at the Department of Information radiotechnologies department of Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics. The author of 14 scientific publications. Area of expertise: radar recognition; digital signal processing.
E-mail: thairti@gmail.com