

УДК 534.874.1

## СРАВНЕНИЕ НАПРАВЛЕННОСТИ ШУМА НЕСУЩЕГО ВЕРТОЛЕТНОГО ВИНТА ДЛЯ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА И ВИСЕНИЯ

© 2020 г. В. И. Воронцов<sup>а</sup>, \*, Г. А. Фараносов<sup>а</sup>, С. А. Карабасов<sup>а</sup>, М. Ю. Зайцев<sup>а</sup>

<sup>а</sup>ФГУП ЦАГИ, Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ,  
ул. Радио 17, Москва, 105005 Россия

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

Поступила в редакцию 23.12.2019 г.

После доработки 23.12.2019 г.

Принята к публикации 24.12.2019 г.

Проведено численное исследование шума несущего вертолетного винта на режиме висения и горизонтального полета. Для расчета акустических характеристик, обусловленных нестационарной нагрузкой на лопастях, используется программный комплекс, провалидированный с помощью экспериментальных данных на режиме висения. Применяется гибридный метод расчета, согласно которому вначале рассчитывается ближнее поле, а затем находятся акустические характеристики в дальнем поле. В ближнем поле находятся значения параметров поля около вращающейся лопасти из прямого расчета решения нестационарных уравнений Эйлера в неинерциальной системе координат. Для расчета дальнего поля применяется интегральный метод Фокса Вильямса–Хоукинса с использованием проницаемых контрольных поверхностей, охватывающих лопасть.

*Ключевые слова:* шум несущего винта вертолета, поверхность ФВХ, акустические измерения в дальнем поле

DOI: 10.31857/S0320791920030089

### ВВЕДЕНИЕ

Основным источником шума вертолета на местности является его несущий винт. Моделирование акустических характеристик несущего вертолетного винта представляет собой крайне актуальную и востребованную задачу. Вместе с тем ее решение требует от программы численного расчета возможности моделировать сложное трехмерное движение вертолетных лопастей и, соответственно, генерируемый ими шум. Однако, из-за сильного различия масштабов гидродинамических и акустических возмущений решение задачи требует больших вычислений и, соответственно, временных затрат. Одним из актуальных решений этой проблемы является использование гибридных методов расчета акустики, сочетающих использование прямого расчета уравнений механики сплошной среды и интегрального метода расчета звукового сигнала в дальнем поле.

Помимо чисто вычислительных трудностей, существует также проблема валидации (отладки программы путем сравнения ее с экспериментальными данными) численных результатов по акустике вертолета, особенно на режиме косоугольного обдува лопасти (поступательное движение). Для

валидации расчетов на этих режимах обычно используются результаты модельных экспериментов в аэродинамических трубах (АДТ) с заглушенной рабочей частью [1, 2]. Однако на данный момент в России нет такой установки, в которой можно было бы проводить акустические измерения шума крупномасштабных моделей несущих винтов в заглушенных условиях. Экспериментальные базы данных по акустическим характеристикам несущих вертолетных винтов, полученные в зарубежных АДТ с заглушенной рабочей частью, также являются труднодоступными.

Частично эту проблему удается решить за счет проведения акустических испытаний модельных винтов на открытом стенде, где обеспечить условия свободного поля легче, чем в обычной АДТ. Это позволяет сравнивать результаты расчета и эксперимента на режиме висения. Вместе с тем проведение экспериментальных акустических исследований в условиях открытого стенда сопряжено с необходимостью учета влияния отражений от различных конструктивных элементов стенда (например, бетонного покрытия, стойки винтового прибора, элементов ограждения и др.), влиянием атмосферной турбулентности на уровень шума винта и т.д. Эти вопросы подробно

рассмотрены в [3], где для различных лопастей и конфигураций винтов получена база данных по их акустическим и аэродинамическим характеристикам, пересчитанным в свободное поле (для методически допустимых углов наблюдения). Результаты сравнения в условиях открытого стенда позволяют рассчитывать, что валидированные по этим данным программы расчета позволят в дальнейшем оценивать шум винта и в условиях горизонтального полета.

В предыдущей работе [3] была проведена валидация программного комплекса численного расчета акустического поля тональных компонент излучения несущего вертолетного винта для режима висения. Сравнение экспериментальных данных тонального шума винта с расчетом показало хорошее соответствие по уровню основной гармоники, соответствующей частоте следования лопастей. Настоящая работа является логическим продолжением вышеописанной работы и включает в себя исследование акустики несущего вертолетного винта при наличии набегающего потока.

Для нахождения дальнего акустического поля данные аэродинамического расчета ближнего поля пересчитываются с помощью интегрального метода Фокса Вильямса–Хоукинга (ФВХ) [4–6]. В данной работе представлена обновленная часть программного комплекса, отвечающая за расчет шума в дальнем поле с помощью метода ФВХ. В ее основе лежат более универсальные методы пересчета сигнала в дальнее поле в присутствии набегающего потока, а также применены программные оптимизации, ускоряющие расчет сигнала в большом количестве точек наблюдения одновременно.

## 1. СПОСОБ ПОЛУЧЕНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Процесс получения акустических характеристик можно разделить на два этапа. Первый этап – расчет ближнего поля вокруг одной вертолетной лопасти (рис. 1а). На данном этапе моделируется сложное трехмерное движение лопасти, и на контрольной ФВХ-поверхности накапливаются данные для последующего расчета акустических характеристик. На втором этапе накопленные данные обрабатываются для получения временного сигнала в заданной точке дальнего поля (рис. 1б, слева). В силу того, что расчет ближнего поля проводится для одной лопасти, для получения сигнала от вертолетного винта в целом сигнал от одной лопасти размножается необходимое число раз (в соответствии с количеством лопастей),

смещается по фазе и суммируется. Полученный суммарный сигнал преобразуется в узкополосный спектр звукового давления (рис. 1б, справа), в котором доминирует составляющая на частоте следования лопастей (BPF), и также присутствуют ее гармоники, убывающие по амплитуде.

При таком подходе не учитывается взаимодействие лопастей друг с другом, тем не менее, для не слишком малых углов установки лопастей, когда такое взаимодействие можно считать относительно слабым, на режиме висения было получено удовлетворительное согласие с экспериментом по тяге, крутящему моменту и уровню основной тональной компоненты шума винта [3].

Важно отметить, что на режиме горизонтального полета (когда на винт набегающий поток со скоростью  $V_\infty$ , рис. 1а) основными источниками шума, определяющими акустические характеристики вертолета, являются шум нагрузки и шум вытеснения, а при наличии сверхзвуковых зон на лопастях к ним добавляется так называемый импульсный шум. Данные виды шума вдали от источника описываются в основном первой гармоникой узкополосного спектра звукового давления, поэтому далее, как и в работе [3], для всех исследованных режимов будут анализироваться именно свойства первой гармоники.

## 2. РАСЧЕТ ШУМА В ДАЛЬНОМ ПОЛЕ

Обновленная программная часть базируется на работе [4], в которой описывается способ расчета звукового сигнала в дальнем поле с помощью метода Фокса Вильямса–Хоукинга с конвективной функцией Грина. Основным отличием описанного в работе [4] способа от использовавшегося ранее [3] является рассмотрение наблюдателя в системе координат, связанной с летательным аппаратом (вертолетом). Данный подход позволяет в более простой форме рассчитывать сигнал в дальнем поле при наличии набегающего потока и удобен для анализа характеристик излучаемого шума, кроме того он может использоваться при сравнении с экспериментами, проводимыми в аэродинамических трубах. При реализации метода [4] была также проведена оптимизация, позволяющая с большей скоростью рассчитывать сигнал в дальнем поле для большого количества точек с целью построения подробных карт направленности шума.

Для проверки корректной работы программы использовалось аналитическое решение для задачи с вращающимся точечным источником в однородном потоке. Рассматривался стационарный источник массы амплитуды  $A$ , движущийся по

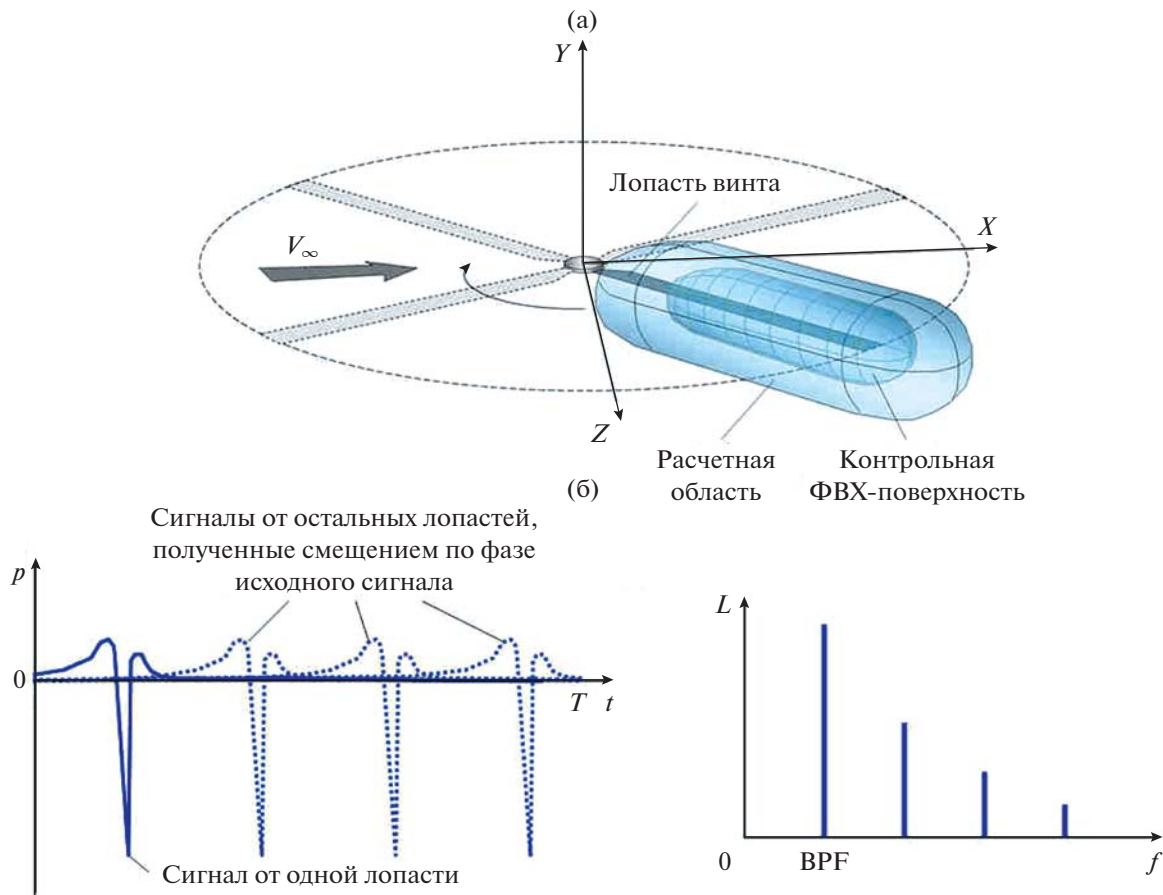


Рис. 1. Принципиальная схема расчета шума вертолетного винта: (а) — расчет ближнего поля для одной лопасти 4-лопастного винта, (б) — расчет шума в дальнем поле.

окружности радиуса  $r_0$  вокруг оси  $Y$  с частотой  $\omega$  (рис. 2), на который набегаёт поток со скоростью  $V_\infty$ , направленной вдоль оси  $X$ . Возмущения потенциала скорости  $\varphi$  описываются конвективным волновым уравнением

$$\left(\frac{1}{c^2} \frac{D^2}{Dt^2} - \Delta\right) \varphi = A \frac{\delta(r - r_0)}{r_0} \delta(\psi - \omega t) \delta(y), \quad (1)$$

где  $c$  — скорость звука,  $D/Dt = \partial/\partial t + V_\infty \partial/\partial x$ ,  $A$  — амплитуда источника.

Решение уравнения (1) можно найти, используя функцию Грина для однородного потока [7]

$$\varphi = \frac{A}{4\pi} \int \frac{\delta(t - \tau - R/c)}{R^*} d\tau, \quad (2)$$

где  $R^* = \sqrt{(x - x_s)^2 + \beta^2((y - y_s)^2 + (z - z_s)^2)}$ ,  $R = (-M_\infty(x - x_s) + R^*)/\beta^2$ ,  $\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}$ ,  $M_\infty = V_\infty/c$ ,  $(x, y, z)$  и  $(x_s, y_s, z_s)$  — координаты соответственно наблюдателя и источника в декартовой системе координат. Подобные задачи в качестве тестов для алгоритмов ФВХ, предназначенных для вы-

числения шума винтов, используются довольно часто [8, 9]. Аналитическое решение при этом выражается в виде ряда и имеет довольно громоздкий вид. В настоящей работе получены простые выражения как для акустического сигнала в дальнем поле, так и для возмущений давления и скорости на поверхности ФВХ.

В том случае, когда частота вращения источника невелика, так что длина звуковой волны оказывается существенно больше радиуса  $r_0$ , выражение (2) в приближении дальнего поля можно привести к следующему простому виду

$$p' \approx \frac{A \rho_0 r_0 \omega^2}{4\pi c R_0} [(1 - M_\infty \cos \chi_0 \cos \psi_0) \times \cos \chi_0 \cos(\psi_0 - \omega \tau_e) - M_\infty \cos(\omega \tau_e)], \quad (3)$$

где

$$\tau_e \approx t - \left( \sqrt{\beta^2 + M_\infty^2 \cos^2 \chi_0 \cos^2 \psi_0} - M_\infty \cos \chi_0 \cos \psi_0 \right) R_0 / (\beta^2 c),$$

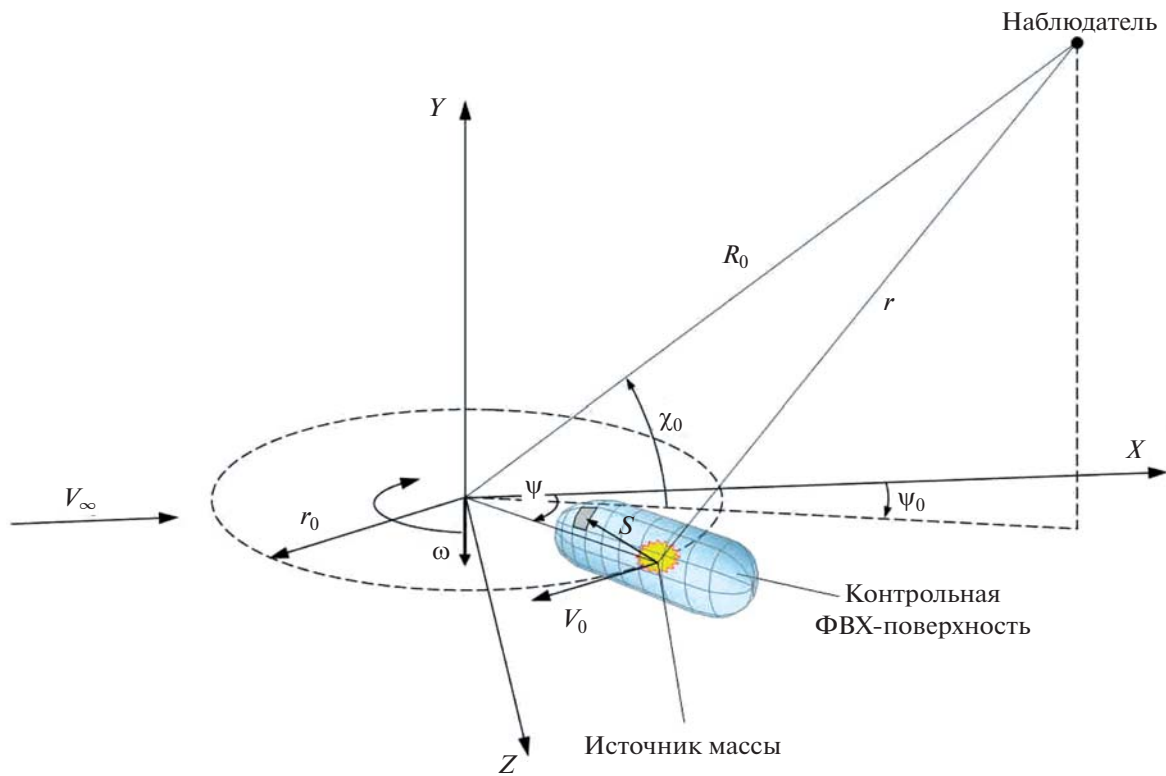


Рис. 2. Модельная задача о вращающемся источнике в потоке.

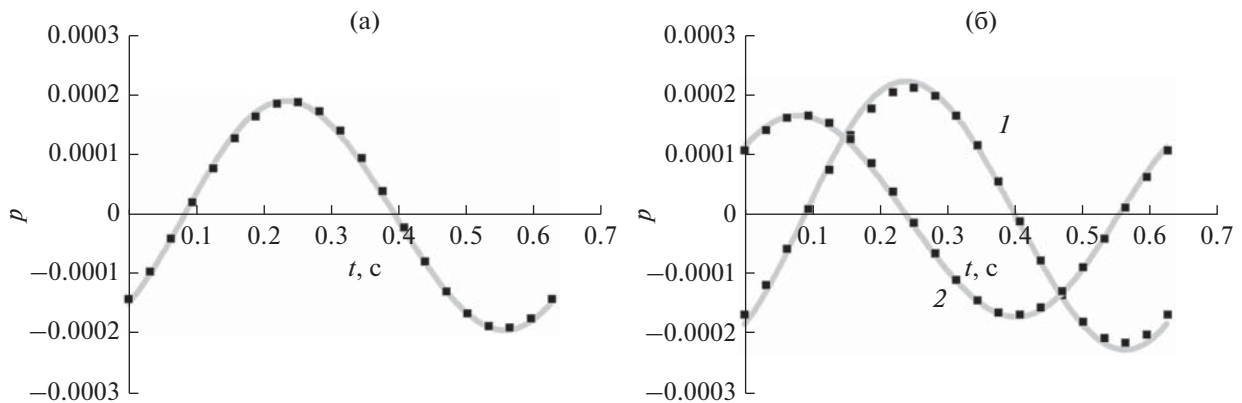


Рис. 3. Сравнение сигнала в дальнем поле, полученного с помощью ФВХ-расчета и аналитического решения. Сплошные линии – расчет по методу ФВХ, точки – расчет по формуле (3). (а) –  $M_\infty = 0$ , наблюдатель в точке  $(-R_0, 0, R_0)$ ; (б) –  $M_\infty = 0.1$ , 1 – наблюдатель в точке  $(-R_0, 0, R_0)$ , 2 – наблюдатель в точке  $(R_0, 0, R_0)$ .

$\rho_0$  – средняя плотность среды, а положение наблюдателя относительно центра вращения характеризуется расстоянием  $R_0$  и углами  $\psi_0$  и  $\chi_0$  (рис. 2).

Для расчета дальнего поля с помощью программы ФВХ были построены контрольные поверхности сферической формы радиуса 0.5 м с центром в точке расположения источника с различным разрешением (от 25 до 1 млн ячеек), на которых записывалось ближнее поле для вращающегося монополя с шагом по времени от 25 до

3200 шагов на период. В случае, когда размер контрольной поверхности много меньше длины звуковой волны, возмущения давления  $p'$  и скорости  $\mathbf{v}'$  в каждой ячейке поверхности можно найти из (2) в несжимаемом приближении ( $\rho = \rho_0 = \text{const}$ ):

$$p' \approx \frac{A\rho_0}{4\pi s^2} \left( V_\Sigma \cos \theta - \frac{A}{8\pi s^2} \right), \quad \mathbf{v}' \approx \frac{A}{4\pi s^2} \frac{\mathbf{s}}{s}, \quad (4)$$

где  $s$  – расстояние от источника до центра ячейки ФВХ-поверхности,  $V_\Sigma$  – модуль вектора  $\mathbf{V}_\Sigma$ , рав-

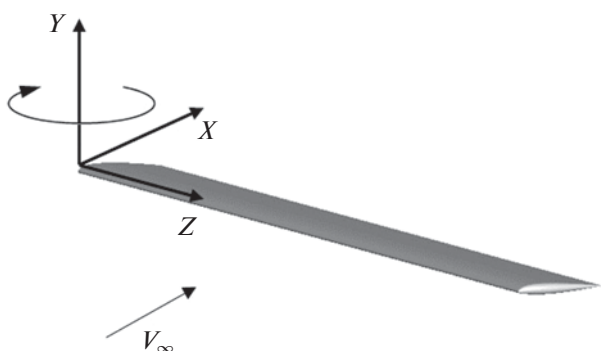


Рис. 4. Пример вращения лопасти вокруг оси  $Y$  (направление поворота отмечено штриховой стрелкой) при наличии набегающего потока с скоростью  $V_\infty$ .

ного сумме скорости набегающего потока и скорости вращения ячейки ФВХ-поверхности вокруг оси  $Y$ ,  $\theta$  – угол между вектором скорости  $V_\Sigma$  и вектором  $s$  (рис. 2).

Для численных оценок были взяты значения  $r_0 = 1$ ,  $A = 100$ ,  $\omega = 10$ . Наблюдатель был расположен на удалении  $R_0 = r_0 \times 10^4$  от начала координат. Рассматривались два случая: режим без потока ( $M_\infty = 0$  – аналог режима висения) и режим с потоком  $M_\infty = 0.1$  (аналог режима полета). На рис. 3 представлено сравнение сигнала, полученного с помощью ФВХ-пересчета ближнего поля (4) в дальнейшем, с сигналом, полученным аналитически по формуле (3). Видно хорошее совпадение двух сигналов по фазе и по амплитуде, как в случае покоящейся среды, так и в случае набегающего потока, что говорит о корректной работе акустического постпроцессора. Решение для  $M_\infty = 0$  симметрично относительно оси вращения источника, поэтому на рис. 3а приведены данные только для одной точки наблюдения. Для случая потока  $M_\infty = 0.1$  проявляется известный эффект конвективного усиления, который заключается в увеличении интенсивности звука в направлении против потока и в снижении интенсивности в на-

Таблица 1. Основные технические характеристики несущего винта

Диаметр винта, $D$	2.76 м
Хорда лопасти, $b$	130 мм
Количество лопастей	2
Коэффициент заполнения	0.06
Крутка лопастей	$0^\circ$



Рис. 5. Распределение расчетных ячеек на поверхности лопасти для сетки 160 тыс. ячеек.

правлении по потоку. Для иллюстрации этого эффекта на рис. 3б приведены данные для двух точек наблюдения – в передней и в задней полусферах. Как показали расчеты, для указанной задачи достаточным является разрешение 2000 ячеек на поверхности сферы, а также 200 шагов по времени на период.

### 3. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВЕРТОЛЕТНОГО ВИНТА НА РЕЖИМЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

В данном разделе приводятся акустические данные численного расчета, а именно направленность первой гармоники узкополосного спектра звукового давления. В расчете рассматривался модельный несущий винт, работающий на режиме висения, имеющий прямоугольные в плане лопасти, скомпонованные из несимметричного профиля NASA230-12. Для рассмотрения была выбрана компоновка несущего винта с двумя лопастями. Основные технические характеристики приведены в таблице.

Численный расчет проводился для трех скоростей вращения лопасти ( $M = 0.35, 0.45, 0.55$ ) и для трех скоростей набегающего потока ( $M_\infty = 0, 0.1, 0.2$ ). Угол установки лопасти (угол наклона сечения лопасти к плоскости вращения винта) был постоянным для всех режимов и составлял  $4^\circ$ . Интенсивность звукового поля вычислялась на сферической поверхности диаметром 100 м.

Численное решение уравнений Эйлера было получено для двух сеток: 130 и 160 тыс. ячеек. На рис. 5 представлено распределение расчетных ячеек на поверхности лопасти для второго варианта сетки. Как видно, было проведено сгущение сетки в зоне у внешней части лопасти, поскольку данная часть лопасти движется с большей скоростью, и ее вклад в суммарный шум вертолетного винта наиболее значителен.

На рис. 6 приведены примеры сечения расчетной сетки в различных плоскостях. На рис. 7 и 8 приведено сравнение коэффициента давления для двух расчетных сеток для режима  $M = 0.55$ ,

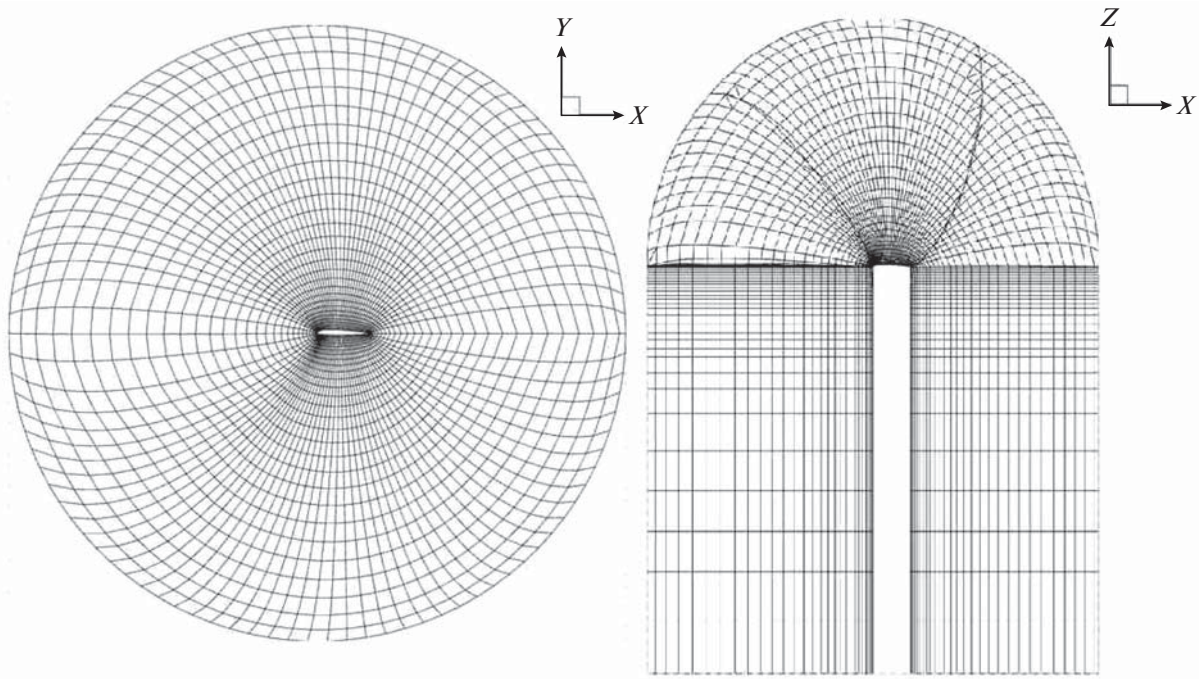


Рис. 6. Сечение расчетной сетки: (а) –  $XY$ -плоскость, координата вдоль размаха лопасти  $r = 0.94R$ , где  $R$  – радиус винта, (б) –  $XZ$ -плоскость.

$M_\infty = 0.2$  для углов поворота лопасти  $90^\circ$  и  $270^\circ$ . Как видно, результаты расчетов совпадают. Данное совпадение наблюдается на всех режимах обтекания и на всех углах поворота лопасти.

На рис. 9 приведено сравнение направленности первой гармоники звукового давления, измеренной в плоскости вращения винта, для двух расчетных сеток для режима  $M = 0.55$ ,  $M_\infty = 0.2$ . Результаты расчетов идентичны. Совпадение характерно для всех режимов обтекания.

Для более детального изучения акустического поля первой гармоники использовались диаграммы направленности, сформированные на полусфере (рис. 10). Для наглядности трехмерная полусфера проецировалась на двумерный круг. Поскольку аэродинамические и акустические характеристики для расчетов на сетках размером 130 и 160 тыс. ячеек, как было показано, практически идентичны, ниже приведены соот-

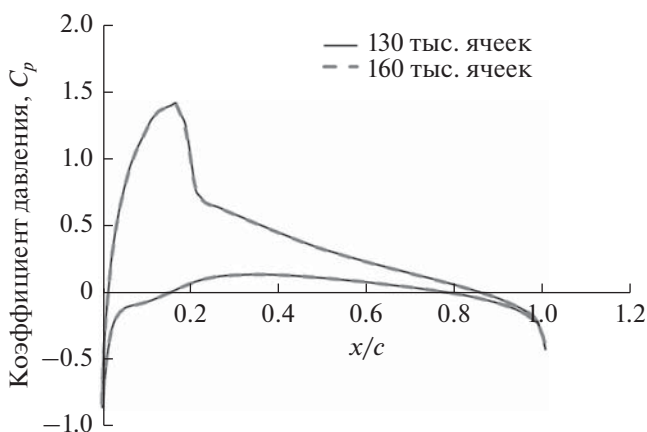


Рис. 7. Коэффициент давления на поверхности лопасти в сечении  $r = 0.94R$  для режима  $M = 0.55$ ,  $M_\infty = 0.2$  для двух расчетных сеток, угол поворота лопасти  $90^\circ$ .

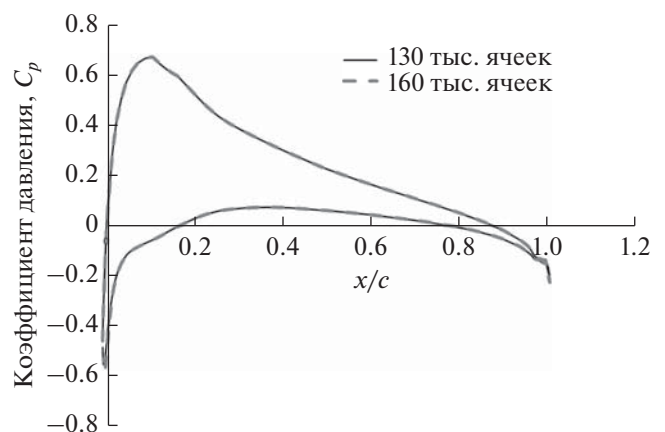


Рис. 8. Коэффициент давления на поверхности лопасти в сечении  $r = 0.94R$  для режима  $M = 0.55$ ,  $M_\infty = 0.2$  для двух расчетных сеток, угол поворота лопасти  $270^\circ$ .

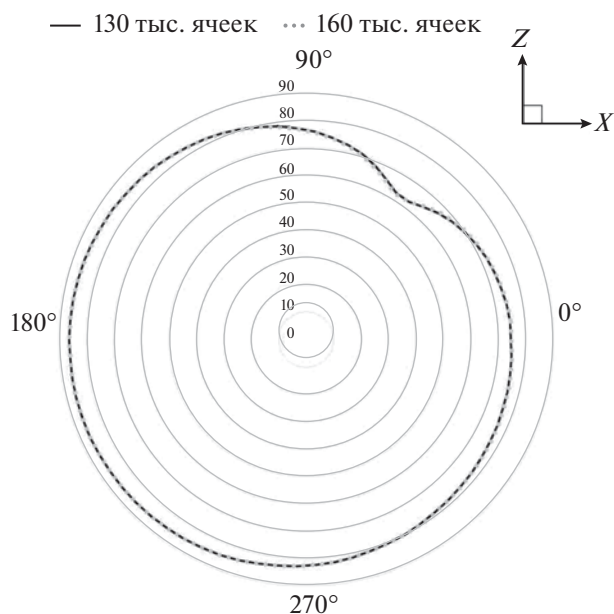


Рис. 9. Диаграмма направленности первой гармоники звукового давления в плоскости вращения винта.

ветствующие диаграммы направленности для сетки размером 160 тыс. ячеек.

Как и ожидалось, диаграмма направленности при нулевой скорости набегающего потока (рис. 11) симметрична относительно оси вращения винта, уровень первой гармоники увеличивается с ростом скорости вращения лопастей. Максимальные значения первой гармоники звукового давления соответствуют плоскости вращения винта. Данный режим соответствует режиму висения, на котором была проведена валидация программного комплекса [3].

Добавление набегающего потока значительно меняет диаграмму направленности (рис. 12–13). Наблюдается смещение пикового излучения в переднюю часть полусферы, кроме того появляется некоторая асимметричность направленности: излучение более интенсивно со стороны наступающей лопасти. Подобная асимметрия наблюдалась в исследованиях других авторов [9, 10].

Наибольшая асимметрия звукового поля наблюдается для режимов полета, отвечающих максимальному отношению поступательной скорости винта к вращательной скорости, поскольку для таких режимов наиболее заметна разница между звуком, излучаемым лопастью при ее движении против потока (в области углов  $\psi \sim 90^\circ$ ) и по направлению потока (в области углов  $\psi \sim 270^\circ$ ). Так, при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 0.1$  диаграмма направленности для ре-

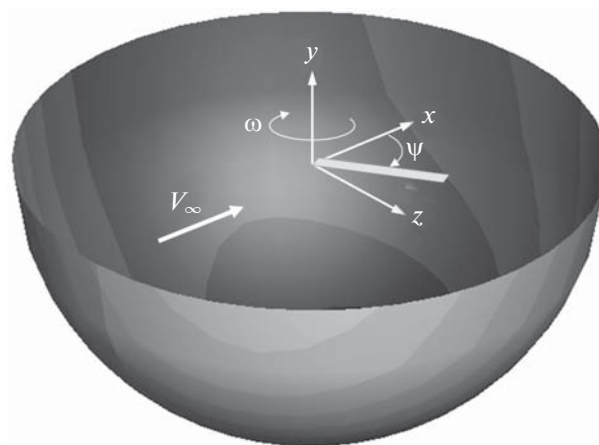
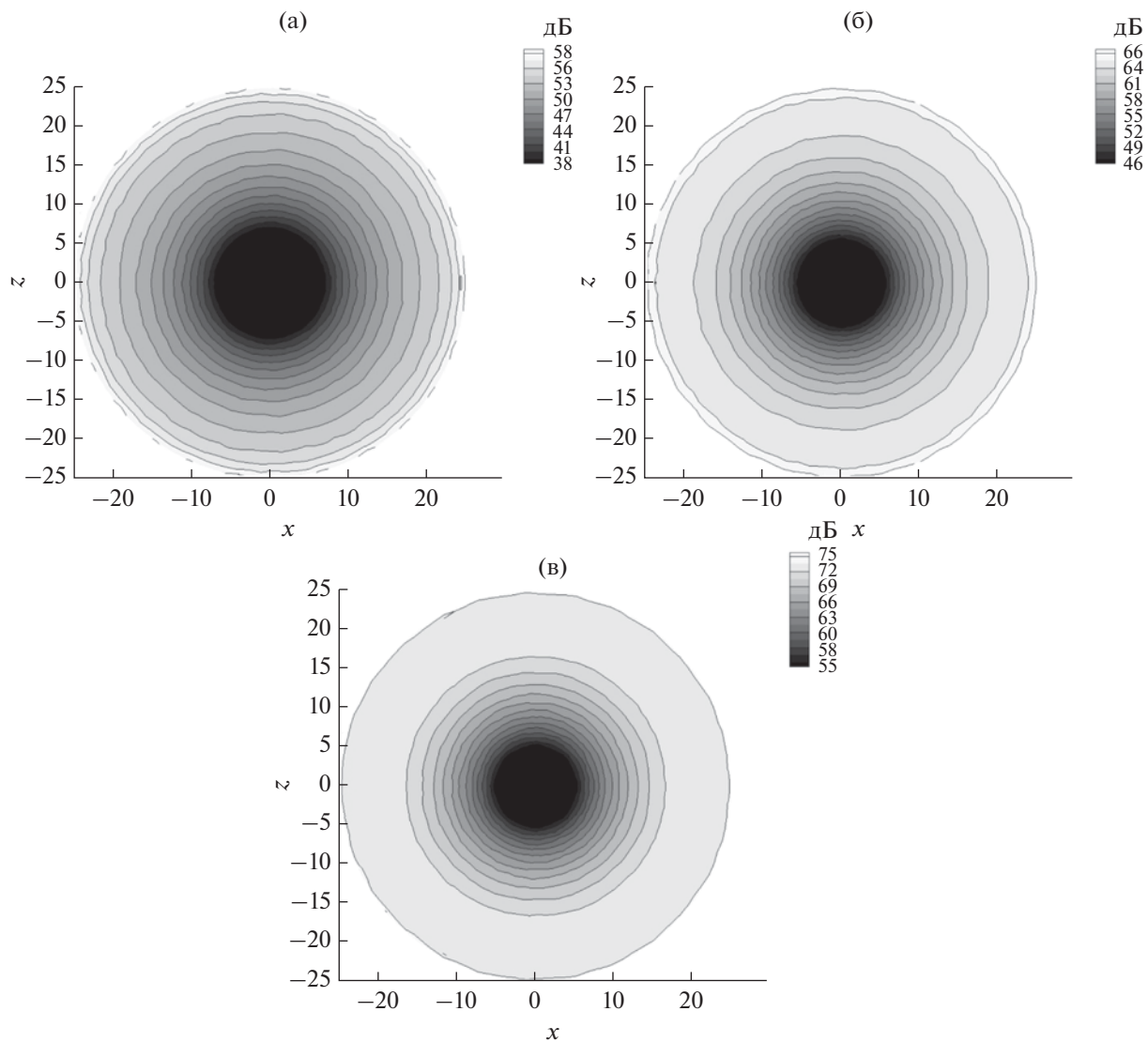


Рис. 10. К построению направленности шума в нижней полусфере.

жима  $M = 0.35$  наиболее асимметрична (рис. 12а), в то время как для режима  $M = 0.55$  разница между звуком, излучаемым лопастью, движущейся против и по направлению потока, становится менее заметной и направленность становится более симметричной (рис. 12в), хотя она остается несколько повернутой относительно скорости набегающего потока. Как следует из теоретических оценок для модельной задачи с вращающимся источником, а также более реалистичных оценок, приведенных, например, в [10], подобный «поворот» направленности связан в значительной мере с некомпактностью источника шума, которая при наличии сносящего потока приводит к сложной совокупности эффектов запаздывания сигнала в точках наблюдателя на удаленной сфере. Так, для параметров, исследованных в настоящей работе, длина волны излучения была сравнима с радиусом лопасти, и параметр  $kD/2$ , где  $k$  – волновое число, лежал в диапазоне  $0.7 \dots 1$ . При увеличении скорости вращения лопасти наблюдается также некоторое растяжение зоны максимального уровня шума.

Дальнейшее увеличение скорости набегающего потока до  $M_\infty = 0.2$  приводит к тому, что при возвратном движении значительная часть ее радиуса попадает в зону с обратным обтеканием, при этом изменяется и время запаздывания звукового сигнала. В результате зона максимального шума на сфере наблюдателя смещается ближе к продольной оси (рис. 13). Как и в случае с  $M_\infty = 0.1$ , при увеличении скорости вращения винта зона максимального шума несколько растягивается в направлении вращения, направленность наиболее симметрична для режима максимальной скорости вращения  $M=0.55$  (рис. 13в).



**Рис. 11.** Диаграмма направленности первой гармоники звукового давления: (а) –  $M = 0.35, M_\infty = 0$ ; (б) –  $M = 0.45, M_\infty = 0$ ; (в) –  $M = 0.55, M_\infty = 0$ .

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

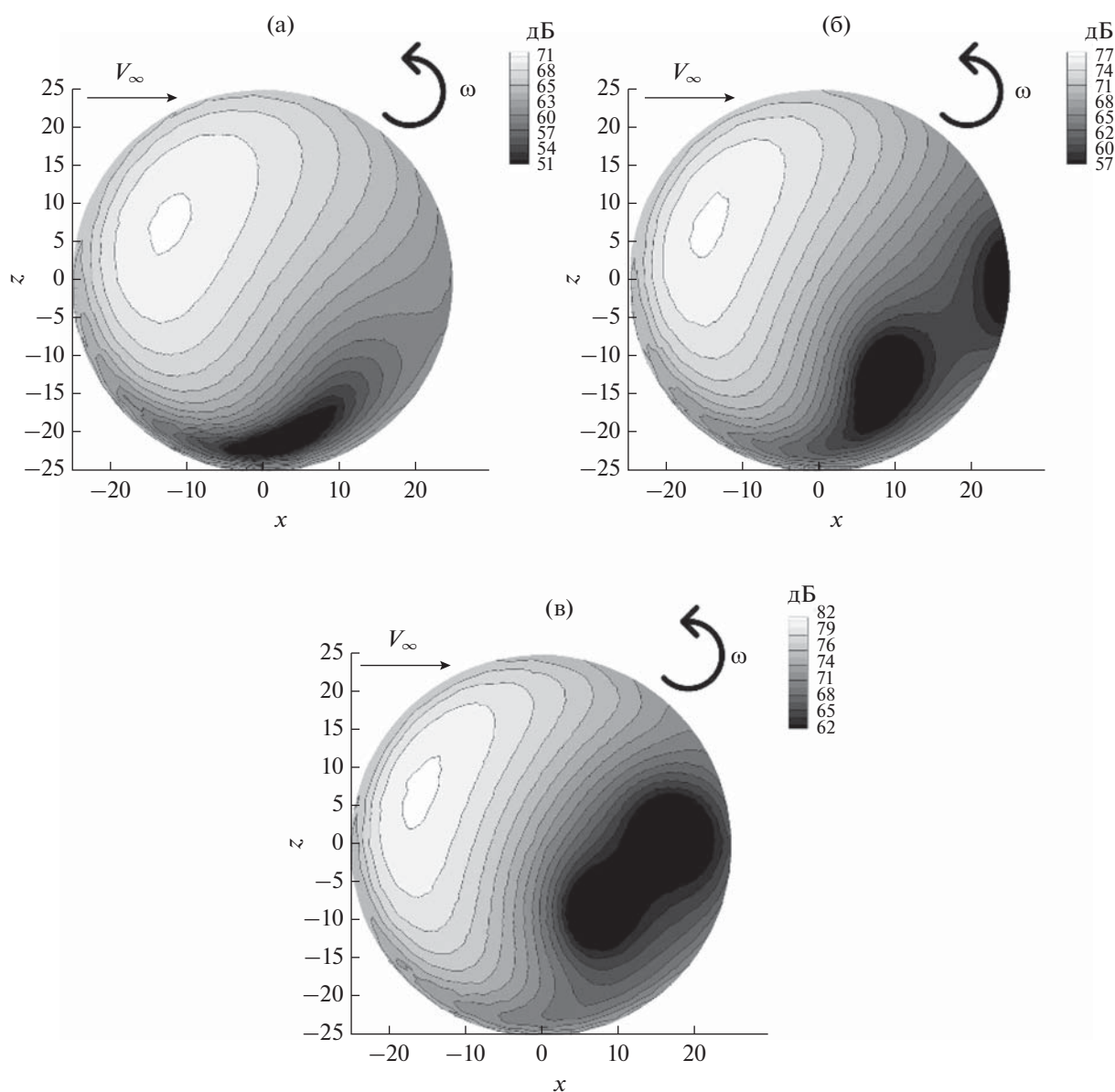
Рассмотрена задача о моделировании шума вертолетного винта на режиме висения и горизонтального полета. Для расчета акустических характеристик использован программный комплекс на основе решения уравнений Эйлера в неинерциальной системе координат движущейся лопасти винта и метода Фокса Вильямса–Хоукинса для расчета шума дальнего поля. Комплекс ранее был валидирован для режима висения с помощью экспериментальных данных для двухлопастного винта.

Блок ФВХ-расчета шума в дальнем поле обновлен и реализован на базе конвективной функции Грина, что позволяет в более простой форме

рассчитывать сигнал в дальнем поле при наличии набегающего потока и удобен для анализа характеристик излучаемого шума, когда наблюдатель неподвижен относительно летательного аппарата. Проведена детальная верификация новой реализации метода ФВХ для модельных задач вращения точечного монополюсного источника как с учетом набегающего потока (режим полета), так и без него (режим висения). Показано, что полученные в обоих случаях численные решения для акустического сигнала в дальнем поле находятся в хорошем согласии с аналитическим решением как по амплитуде, так и по фазе.

Для модельного двухлопастного винта проведено исследование влияния скорости вращения винта и скорости его поступательного движения





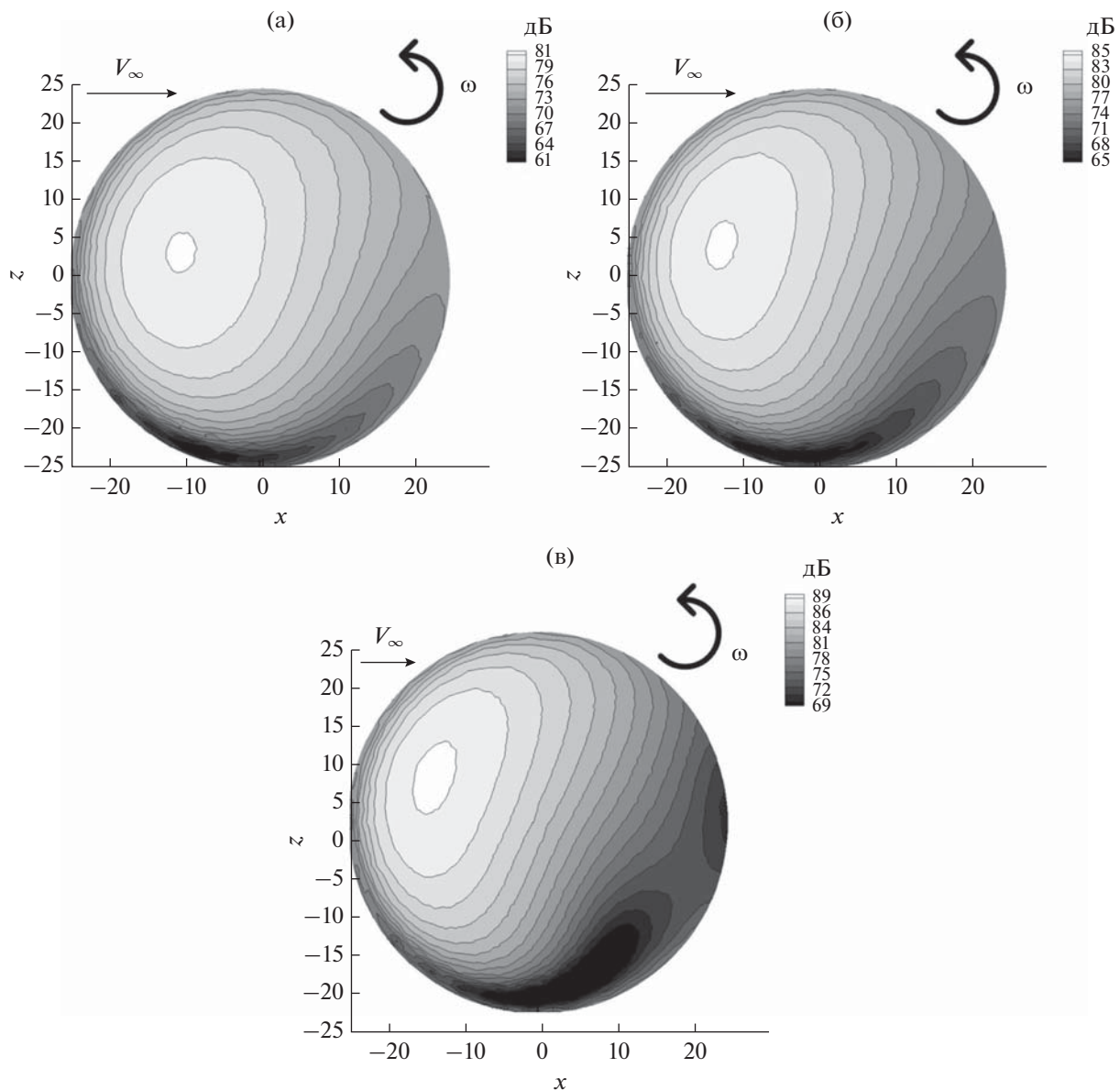
**Рис. 12.** Диаграмма направленности первой гармоники звукового давления: (а) –  $M = 0.35$ ,  $M_\infty = 0.1$ ; (б) –  $M = 0.45$ ,  $M_\infty = 0.1$ ; (в) –  $M = 0.55$ ,  $M_\infty = 0.1$ .

на положение максимума уровня звука в нижней полусфере в дальнем поле.

Для режима висения показано, что в полученном численном решении направленность акустического излучения практически идеально симметрична относительно оси вращения лопасти, что говорит об отсутствии каких-либо численных артефактов, связанных с ограниченностью временного сигнала или ошибок при учете эффекта нескольких лопастей винта. Зона максимального излучения акустического сигнала в этом случае равномерно распределена по всей периферии

сферы источника, отвечающей максимальной скорости вращения лопасти.

Показано, что добавление набегающего потока приводит к существенному изменению диаграммы направленности. Наблюдается предсказуемое смещение максимума излучения в переднюю часть полусферы, что связано главным образом с эффектом конвективного усиления звука при наличии набегающего потока. При этом лопасть, движущаяся навстречу потоку, излучает звуковое поле с большей интенсивностью, чем движущаяся по потоку, что приводит к асимметрии диаграммы направленности. Результиру-



**Рис. 13.** Диаграмма направленности первой гармоники звукового давления: (а) –  $M = 0.35$ ,  $M_\infty = 0.2$ ; (б) –  $M = 0.45$ ,  $M_\infty = 0.2$ ; (в) –  $M = 0.55$ ,  $M_\infty = 0.2$ .

ющая диаграмма направленности формируется в результате совокупного действия таких факторов как запаздывание сигнала, конвективный снос звуковых волн набегающим потоком, а также эффект некомпактности источника звука. Разработанный метод позволяет исследовать особенности тонального шума, излучаемого вертолетным винтом в условиях полета, с учетом указанных эффектов и может использоваться для сравнительной оценки различных винтов по их акустическим характеристикам. В последующих работах планируется более детальное исследование физических механизмов, ответственных за формиро-

вание направленности излучения, а также усовершенствование метода расчета шума с целью учета аэродинамического взаимодействия лопастей винта друг с другом.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке гранта Министерства науки и высшего образования РФ № 075-11-2018-234, уникальный идентификатор RFMEFI 62718X0004.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Holst T.L.* Viscous transonic airfoil workshop compendium of results // *J. Aircraft.* 1988. V. 25. № 12. P. 1073–1087.

2. *McDevitt J.B., Okuno A.F.* Static and Dynamic Pressure Measurements on a NACA0012 Airfoil in the Ames High Reynolds Number Facility // NASA Technical Paper 2485, 1985. 78 p.
3. *Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Воронцов В.И., Карабасов С.А., Аникин В.А.* Расчет шума несущего винта вертолета и его экспериментальная проверка на режиме висения // Акуст. журн. 2017. Т. 63. № 6. С. 651–664.
4. *Najafi-Yazdi A., Brès G.A., Mongeau L.* An acoustic analogy formulation for moving source sinuniformly moving media // Proc. Royal Society. 2010. V. 467. № 2125. P. 144–165.
5. *Копьев В.Ф., Шур М.Л., Травин А.К., Беляев И.В., Замтфорт Б.С., Медведев Ю.В.* Оценка шума на местности для среднемагистрального самолета с двигателями типа “открытый ротор” на основе численного моделирования // Акуст. журн. 2017. Т. 63. № 6. С. 670–678.
6. *Титарев В.А., Фараносов Г.А., Чернышев С.А., Батраков А.С.* Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета // Акуст. журн. 2018. Т. 64. № 6. С. 722–736.
7. *Блохинцев Д.И.* Акустика неоднородной движущейся среды. М.: Наука, 1981.
8. *Ghorbaniasl G., Lacor C.* A moving medium formulation for prediction of propeller noise at incidence // J. Sound Vib. 2012. V. 331. № 1. P. 117–137.
9. *Huang Z., Siozos-Rousoulis L., De Troyer T., Ghorbaniasl G.* Helicopter rotor noise prediction using a convected FW-H equation in the frequency domain // Applied Acoustics. 2018. V. 140. P. 122–131.
10. *Dahan C., Gratioux E.* Helicopter rotor thickness noise // J. Aircraft. 1981. V 18. № 6. P. 487–494.