

УДК 534.874.1

## РАСЧЕТ ШУМА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА И ЕГО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ<sup>1</sup>

© 2017 г. В. Ф. Копьев<sup>а, \*</sup>, М. Ю. Зайцев<sup>а</sup>, В. И. Воронцов<sup>а</sup>, С. А. Карabasов<sup>а</sup>, В. А. Аникин<sup>б</sup><sup>а</sup>ФГУП ЦАГИ, Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ  
105005 Москва, ул. Радио 17<sup>б</sup>АО “Камов”, 115054 Москва, Большая Пионерская 1

\*e-mail: vkopiev@mksagi.ru

Поступила в редакцию 16.05.2017 г.

Используется собственный метод расчета аэроакустических характеристик несущего винта вертолета для определения его применимости в оценке акустических и интегральных характеристик винта на режиме висения. В ближней зоне находятся значения параметров поля около вращающейся лопасти из прямого расчета решения уравнений Эйлера в неинерциальной системе координат. Для расчета дальнего поля применяется интегральный метод Фокса Вильямса–Хоукинга (ФВХ) с использованием проницаемых контрольных поверхностей, охватывающих лопасть. Для многолопастного винта производится дублирование полученного сигнала и его смещение по фазе на соответствующее каждой лопасти значение, что позволяет получать спектральные характеристики шума в дальнем поле. Для определения интегральных аэродинамических характеристик несущего винта создана программа, обрабатывающая данные расчета ближнего поля и выдающая тяговые и моментные характеристики. Представлено сравнение результатов численного моделирования с экспериментальными акустическими и аэродинамическими данными для крупномасштабной модели несущего винта вертолета, полученными на открытом стенде. Сравнение проводится для двух- и четырехлопастных конфигураций винта при различных параметрах обтекания лопасти на режиме висения. Показано, что разработанный метод удовлетворительно предсказывает аэродинамические характеристики нагруженных лопастей и дает хорошую оценку для первых гармоник шума, что позволяет использовать разработанный метод, в том числе в условиях горизонтального полета.

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

DOI: 10.7868/S0320791917060077

### ВВЕДЕНИЕ

Вертолеты являются неотъемлемой частью транспортной системы всех промышленно развитых стран и одним из мощных источников авиационного шума на местности. Требования защиты окружающей среды, в том числе и от неблагоприятного воздействия авиации, нашли отражение в нормах на предельно допустимые уровни шума вертолетов на местности, установленных в международном стандарте ИКАО [1, 2]. Для удовлетворения требованиям норм ИКАО, а также для повышения конкурентоспособности отечественной техники требуется уже на этапе проектирования иметь возможность прогнозировать уровни шума на местности вновь создавае-

мых вертолетов и иметь надежный инструмент для разработки способов снижения этого шума для уже существующего вертолетного парка. Таким инструментом может служить вычислительный код, экспериментально провалидированный на различных режимах обтекания.

Однако создание такого инструментария на основе численных подходов для предсказания шума несущего винта, являющегося доминирующим источником вертолета в целом, наталкивается на чрезвычайную сложность трехмерного, нестационарного характера течения вблизи лопастей винта. Одним из способов вычисления дальнего звукового поля, создаваемого аэродинамическими источниками, является использование прямого численного моделирования (DNS), когда уравнения механики сплошной среды решаются во всей области течения, вплоть до дальнего поля. Такой прямой подход требует большого объема вычислений с высокой точностью расчетов, т.к. акусти-

<sup>1</sup> Статья подготовлена по материалам устного доклада на Шестой всероссийской конференции “Вычислительный эксперимент в аэроакустике”, 19–24 сентября 2016 года, г. Светлогорск Калининградской области, <http://ceaa.ima-mod.ru>.

ческое излучение составляет всего  $\sim 0.01\%$  кинетической энергии турбулентного потока, что делает малоэффективным моделирование основных энергонесущих вихрей и сводит задачу моделирования шума к анализу тонких эффектов динамики лопасти и взаимодействия малоэнергетичных пульсаций вблизи нее. В настоящей работе для расчета шума несущего винта вертолета в дальнем поле применяется интегральный метод, использующий пространственные функции Грина волнового уравнения и подробно описанный в [3]. Этот метод подразумевает разбиение области задачи на две подобласти — ближнюю и дальнюю от источника. В ближней зоне находятся значения параметров поля из прямого расчета решения уравнений Эйлера в неинерциальной системе координат. Для уменьшения численных отражений от открытых границ используются специально настроенные локальные граничные условия открытого типа. В дальней области применяется интегральный метод ФВХ. С точки зрения объема вычислений примененный в настоящей работе метод ФВХ является менее затратным по сравнению с DNS и может использоваться в практике проектирования несущих вертолетных винтов без применения массивных суперкомпьютерных вычислений.

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 [4, 5], 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 удастся 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 [6], где для различных лопастей и конфигураций винтов получена база данных по их акустическим и аэродинамическим характеристикам, пересчитанным в свободное поле (для методически допустимых углов наблюдений). 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.

## 1. ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

В данном разделе описывается алгоритм работы программного комплекса и последовательность действий, необходимых для получения акустических и аэродинамических характеристик несущего винта вертолета. Созданная программа использует гибридный метод расчета шума от вертолетной лопасти для широкого спектра задач, начиная с режима висения и нулевого угла установки и заканчивая режимом скоростного полета с учетом угла тангажа, крена, а также с моделированием работы автомата перекоса.

Программа позволяет производить расчет для многолопастных конфигураций, используя в качестве первого шага расчет для одной лопасти. Алгоритм работы программы включает четыре этапа (рис. 1).

Первый этап — это создание объемной расчетной сетки для проведения трехмерного расчета аэродинамического ближнего поля вокруг лопасти. Для программы подготавливаются файлы, содержащие данные о параметрах разбиения расчетной области, а также данные о геометрии лопасти.

Второй этап — построение поверхностной сетки, которая будет использоваться для накопления данных во время расчета ближнего поля для дальнейшего расчета акустических характеристик. Для этого применяется отдельный программный модуль, для работы которого используется полученный ранее файл с объемной сеткой.

Третий этап — расчет ближнего поля вокруг лопасти и накопление акустических данных с использованием ранее полученных сеток, а также данных о движении лопасти.

Четвертый этап — пересчет накопленных акустических данных с поверхностной сетки во временную реализацию давления в точке наблюде-

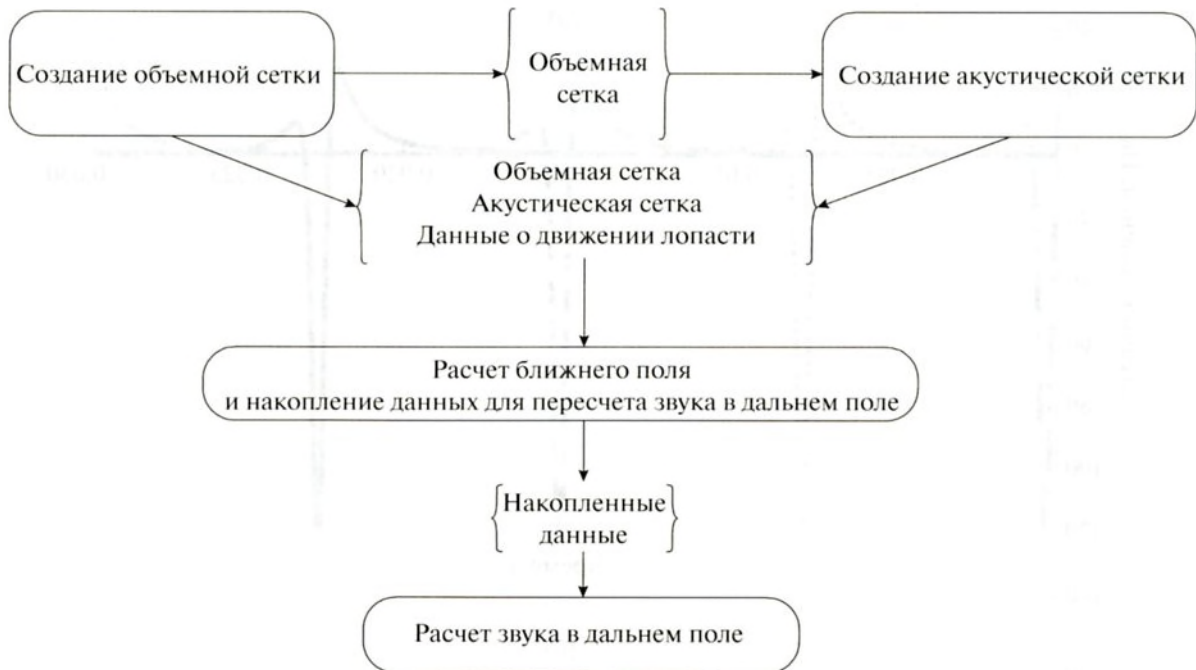


Рис. 1. Блок-схема алгоритма программного комплекса по вычислению шума несущего винта вертолета.

ния в дальнем звуковом поле с помощью интегрального метода ФВХ.

После завершения четвертого этапа исходные данные с ФВХ поверхности преобразуются во временную реализацию звукового давления в дальнем поле. Пример временного сигнала приведен на рис. 2.

Полученная временная реализация давления в дальнем поле для одной лопасти преобразуется во временную реализацию давления в той же точке для большего количества лопастей. Для этого производится дублирование сигнала и его смещение по фазе на соответствующее каждой лопасти значение. Пример данной операции для четырехлопастной конфигурации приведен на рис. 3а. Затем сигналы суммируются, что дает временную реализацию звукового давления в дальнем поле для многолопастного винта. Пример результата данной операции приведен на рис. 3б.

Полученный суммарный сигнал используется для получения спектральных акустических характеристик несущего винта и сравнивается с результатами эксперимента.

## 2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА РАСПРЕДЕЛЕННЫХ И ИНТЕГРАЛЬНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЬНОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА

В данном разделе приводятся результаты аэродинамического расчета, которые являются базисом для получения акустических данных в

дальнем звуковом поле. В расчете рассматривался модельный несущий винт, работающий на режиме висения, имеющий прямоугольные в плане лопасти, скомпонованные из несимметричных профилей NACA230-15, NACA230-12 (рис. 4). В комлевой части лопасти использовались более толстые лопасти с относительной толщиной 15%, а в концевой – 12%. Это делается как по соображениям прочности, так и для затягивания образо-

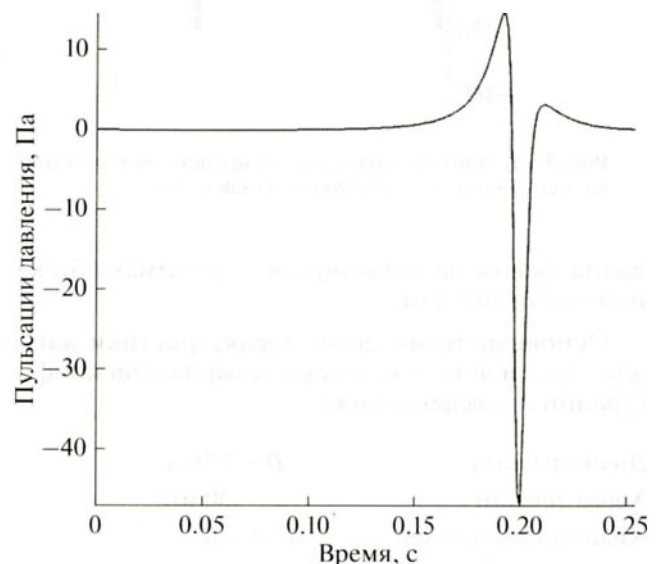


Рис. 2. Пример рассчитанной временной реализации звукового давления.

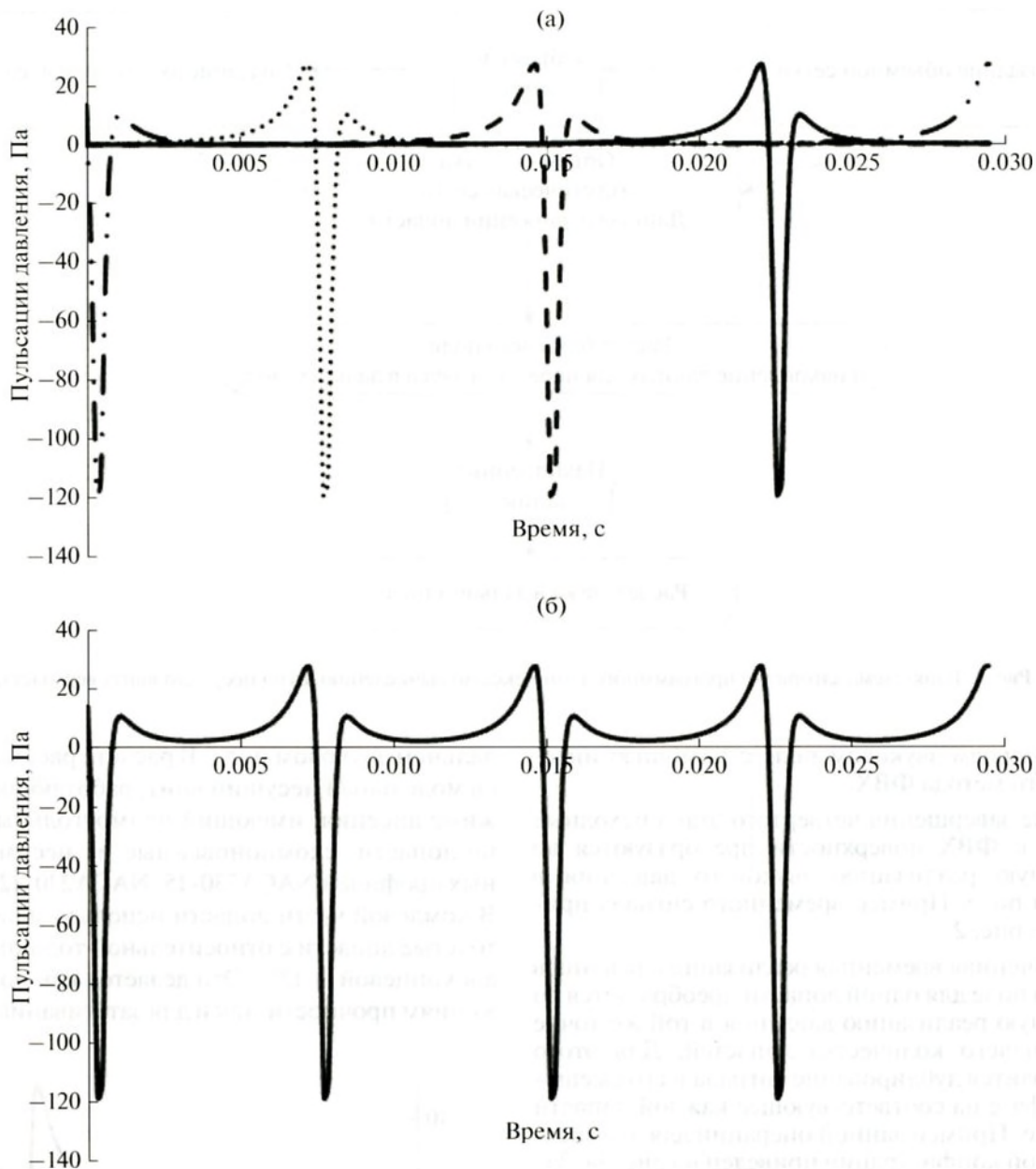


Рис. 3. (а) Пример дублирования временной реализации для четырехлопастной конфигурации винта, (б) суммарная временная реализация звукового давления.

вания скачка на трансзвуковых режимах обтекания конца лопасти.

Основные технические характеристики винта для двух- и четырехлопастных вариантов конфигурации приведены ниже:

Диаметр винта	$D = 2.76$ м
Хорда лопасти	$b = 130$ мм
Количество лопастей	2 или 4
Коэффициент заполнения	0.06 или 0.12
Крутка лопастей	$\Delta\varphi = 0^\circ$

Для проведения сравнения аэродинамического и акустического расчета с экспериментом были выбраны несколько представительных режимов работы модели несущего винта вертолета, эксперименты по которым были выполнены ранее на открытом винтовом стенде АО «Камов» [6].

Для численного решения уравнений Эйлера расчетная область задачи разбивается структурированной сеткой размером  $99 \times 30 \times 50$  ячеек, охватывающей лопасть винта. В каждом двумерном сечении лопасти  $XU$  использовалась криволинейная сетка, имеющая  $O$ -топологию (рис. 5а).

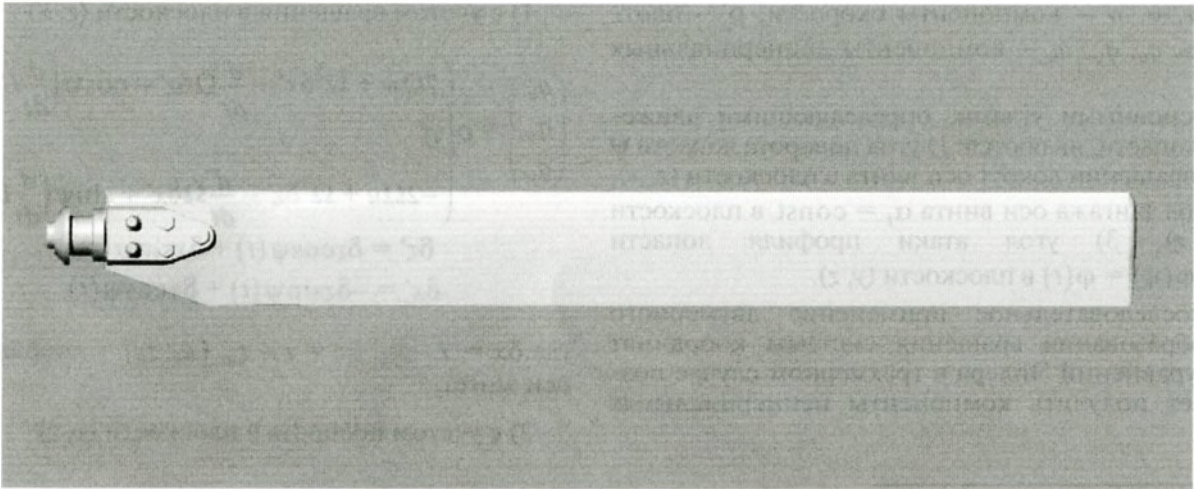


Рис. 4. Форма лопасти винта в плане.

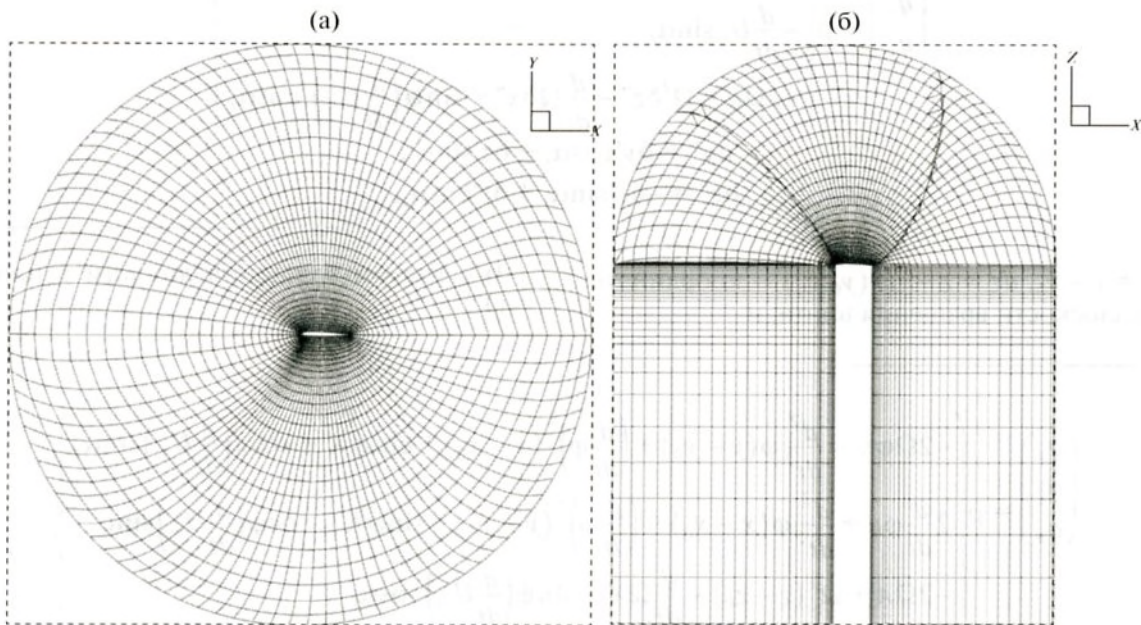


Рис. 5. Сечение расчетной сетки: (а)  $XY$ -плоскость, координата вдоль размаха лопасти  $r = 0.94R$ , где  $R$  – радиус винта; (б)  $XZ$ -плоскость.

Для сгущения линий сетки возле поверхности лопасти использовался полиномиальный метод распределения узлов. Вокруг конца лопасти двумерные линии сетки в плоскости  $XZ$  поворачивались вокруг оси  $OY$  на  $90^\circ$  для смыкания вокруг конца лопасти. Сетка представляла собой гексагональную сетку во всей области кроме конца лопасти, где сетка меняла топологию и переходила в цилиндрическую сетку с осью, совпадающей с концом лопасти.

Для вычисления ближнего поля используется прямой метод расчета уравнений Эйлера в не-

инерциальной системе координат, имеющих следующий вид [3]:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial W}{\partial z} = Q,$$

$$U = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E),$$

$$F = F(U) = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, u(\rho E + p))^T,$$

$$G = G(U) = (\rho v, \rho vu, \rho v^2 + p, \rho vw, v(\rho E + p))^T,$$

$$W = W(U) = (\rho w, \rho wu, \rho wv, \rho w^2 + p, w(\rho E + p))^T,$$

$$Q = (0, q_u, q_v, q_w, uq_u + vq_v + wq_w)^T,$$

где  $u, v, w$  – компоненты скорости,  $\rho$  – плотность.  $q_u, q_v, q_w$  – компоненты неинерциальных сил.

Основными углами, определяющими движение лопасти, являются: 1) угол поворота лопасти  $\psi$  при вращении вокруг оси винта в плоскости  $(z, x)$ , 2) угол тангажа оси винта  $\alpha_t = \text{const}$  в плоскости  $(y, z)$ , 3) угол атаки профиля лопасти  $\varphi = \varphi(\psi) = \varphi(t)$  в плоскости  $(y, z)$ .

Последовательное применение двумерного преобразования вращения системы координат для уравнений Эйлера в трехмерном случае позволяет получить компоненты неинерциальных сил:

1) с учетом вращения в плоскости  $(z, x)$

$$\begin{pmatrix} q_u \\ q_v \\ q_w \end{pmatrix} = \rho \begin{pmatrix} 2\Omega w + \Omega^2 \delta x' + \frac{d}{dt} \Omega \delta z' - \cos \psi \left( \frac{d}{dt} U_\infty \right) \\ 0 \\ -2\Omega u + \Omega^2 \delta z' - \frac{d}{dt} \Omega \delta x' + \sin \psi \left( \frac{d}{dt} U_\infty \right) \end{pmatrix},$$

$$\begin{aligned} \delta z' &= \delta z \cos \psi(t) + \delta x \sin \psi(t), \\ \delta x' &= -\delta z \sin \psi(t) + \delta x \cos \psi(t), \end{aligned}$$

где  $\delta x = x - x_0, \delta z = z - z_0, (x_0, z_0)$  – координаты оси винта;

2) с учетом поворота в плоскости  $(y, z)$

$$\begin{pmatrix} q_u \\ q_v \\ q_w \end{pmatrix} = \rho \begin{pmatrix} 2\Omega w + \Omega^2 \delta x'' + \frac{d}{dt} \Omega \delta z'' - \cos \psi \left( \frac{d}{dt} U_\infty \right) \cos \alpha_t \\ -\frac{d}{dt} U_\infty \sin \alpha_t \\ -2\Omega u + \Omega^2 \delta z'' - \frac{d}{dt} \Omega \delta x'' + \sin \psi \left( \frac{d}{dt} U_\infty \right) \cos \alpha_t \end{pmatrix},$$

$$\begin{aligned} \delta y'' &= \delta y' \cos \alpha_t + \delta z' \sin \alpha_t, \\ \delta z'' &= -\delta y' \sin \alpha_t + \delta z' \cos \alpha_t, \end{aligned}$$

где  $\delta y = y - y_0, \delta z = z - z_0, (y_0, z_0)$  – координаты центра плоскости вращения винта; и

3) с учетом вращения лопасти в плоскости  $(x, y)$

$$\begin{pmatrix} q_u \\ q_v \\ q_w \end{pmatrix} = \rho \begin{pmatrix} -2\Omega \varphi v - \frac{d^2}{dt^2} \varphi (y - y_0) + \left( \frac{d}{dt} \varphi \right)^2 (x - x_0) + \cos \varphi K + \sin \varphi \left( \frac{d}{dt} U_\infty \right) \sin \alpha_t \\ 2 \frac{d}{dt} \varphi u + \frac{d^2}{dt^2} \varphi (x - x_0) + \left( \frac{d}{dt} \varphi \right)^2 (y - y_0) + \sin \varphi K - \cos \varphi \left( \frac{d}{dt} U_\infty \right) \sin \alpha_t \\ -2\Omega A + \Omega^2 (z - z_0) - \frac{d}{dt} \Omega X - \sin \psi \left( \frac{d}{dt} U_\infty \right) \cos \alpha_t \end{pmatrix},$$

$$\begin{aligned} \delta x''' &= \delta x'' \cos \varphi(t) + \delta y'' \sin \varphi(t), \\ \delta y''' &= -\delta x'' \sin \varphi(t) + \delta y'' \cos \varphi(t), \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} \Omega &= \frac{d}{dt} \psi(t), \quad \varphi = \varphi(\psi), \quad U_\infty = U_\infty(t), \\ K &= 2\Omega w + \Omega^2 X + \frac{d}{dt} \Omega (z - z_0) + \\ &\quad + \cos \psi \left( \frac{d}{dt} U_\infty \right) \cos \alpha_t, \\ A &= u \cos \varphi + v \sin \varphi - \frac{d}{dt} \varphi \sin \varphi (x - x_0) + \\ &\quad + \frac{d}{dt} \varphi \cos \varphi (y - y_0), \\ X &= \cos \varphi (x - x_0) + \sin \varphi (y - y_0) \end{aligned}$$

и  $(x_0, y_0)$  – координаты центра вращения лопасти,  $z_0$  – координата центра винта. Штрихи, обозначающие относительную систему координат, опущены.

Для рассматриваемого случая режима висения в общих формулах следует положить  $\alpha_t = 0, \varphi = \text{const}$ . На рис. 6 и 7 показаны результаты расчета полей полного давления и распределения локального коэффициента давления  $C_p = 2 \frac{(p - p_\infty)}{\rho_\infty (\Omega r)^2}$ , где  $p_\infty, \rho_\infty$  – соответственно давление и плотность набегающего потока,  $\Omega$  – угловая скорость вращения винта,  $r$  – расстояние до

оси винта, в нескольких поперечных сечениях лопасти. Изоконтуры давления демонстрируют отсутствие искажений, обусловленных отражением от границы области расчета, и общий характер решения во всей расчетной области.

Следует сказать об особенностях распределения коэффициента давления в полученных расчетах с использованием уравнений Эйлера (рис. 7). При реальном обтекании вязкой жидкостью течение в окрестности передней кромки хорошо описывается решениями уравнений невязкой модели, а величина коэффициента давления зависит от того, насколько близко расчетные узлы подошли к точке остановки потока. В окрестности же задней кромки картина совершенно иная – здесь даже в случае безотрывного обтекания имеется пограничный слой, а за задней кромкой развивается вихревой след. Распределение давления описывается здесь уже только решениями краевых задач для полных или упрощенных уравнений Навье–Стокса с условием прилипания на поверхности профиля и условием гладкости в окрестности задней кромки.

При решении же уравнений Эйлера вблизи задней кромки возникает завал (рис. 7), который является типичным для такого рода расчетов на двумерном профиле [7, 8] и появляется в том числе при трехмерном обтекании лопасти. Действительно, решение двумерной задачи обтекания профиля с ненулевым углом раствора задней кромки потоком идеального сжимаемого газа с условием непротекания на поверхности содержит точку торможения на задней кромке (требование аналитичности). В случае несжимаемой жидкости распределение скорости (и давления) по хорде в окрестности задней кромки легко найти – это степенная функция с показателем степени  $n = 1 - (\alpha/2)\pi$ , где  $\alpha/2$  – угол полураствора (легко следует из вида конформного отображения излома на прямую, см., например [9]), поэтому производная скорости имеет здесь особенность, исчезающую для кромки с нулевым углом. В случае сжимаемого газа картина обтекания в указанных областях существенно не меняется. При численном решении уравнения для потенциала скорости или системы уравнений Эйлера точность описания решения в этих областях определяется плотностью расчетной сетки. Отметим, что степенную особенность на задней кромке воспроизвести точно методами, так или иначе использующими разложение в ряд Тэйлора, невозможно. Поэтому с увеличением густоты сетки загиб кривой к значению 1 будет все более резким.

Для определения интегральных аэродинамических характеристик несущего винта использовалась программа, обрабатывающая данные расчета ближнего поля и выдающая тяговые и моментные характеристики. Для их получения

давление в центре расчетной ячейки, находящейся на поверхности лопасти, умножалось на площадь ячейки для получения нормальной силы. Далее нормальная сила раскладывалась на проекции для тяги, крутящего момента и корректировалась согласно углу установки.

На рис. 8а–8в представлены результаты сравнения интегральных аэродинамических характеристик модельного винта, полученных в расчете и эксперименте, в двухлопастной конфигурации для углов установки  $4^\circ$ ,  $8^\circ$  и  $12^\circ$ . Как видно, большие углы установки приводят к менее значительным ошибкам в расчете интегральных характеристик, что связано с более устойчивой работой винтового прибора и более надежными измерениями тяги и момента на высоконагруженных режимах, характеризующихся большими углами установки лопастей.

Приведенные на рис. 8 графики демонстрируют хорошее соответствие расчетной и экспериментальной тяги винта (максимальная относительная ошибка для  $\varphi = 12^\circ$  составляет 5.4% при числе Маха  $M = 0.65$ ).

Для крутящего момента расхождение расчетной и экспериментальной кривых более заметно даже для больших углов установки. В первую очередь это объясняется тем, что в решении уравнений Эйлера, использованном в настоящей работе, не учитываются компоненты сил сопротивления, обусловленные вязкостью и дающие существенный вклад в крутящий момент винта.

Отметим, что режим висения является весьма сложным для численного моделирования, так как в процессе вращения вертолетного винта происходит взаимодействие сходящей с задней кромки лопасти вихревой пелены с лопастями, которые идут следом. Кроме того, в отсутствие сносящего потока, характерного для полета вперед и вверх, концентрированные концевые вихри находятся вблизи плоскости вращения винта, изменяя поле течения около лопасти за счет индуцированных скоростей. Несмотря на это, опираясь на данные сравнения тяги и крутящего момента, мы можем говорить о хорошем совпадении расчетных и экспериментальных аэродинамических характеристик рассмотренного модельного винта для высоконагруженных режимов.

### 3. ВАЛИДАЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

Для проведения сравнения аэродинамического и акустического расчета с экспериментом были выбраны несколько представительных режимов работы модельного несущего винта вертолета, экс-

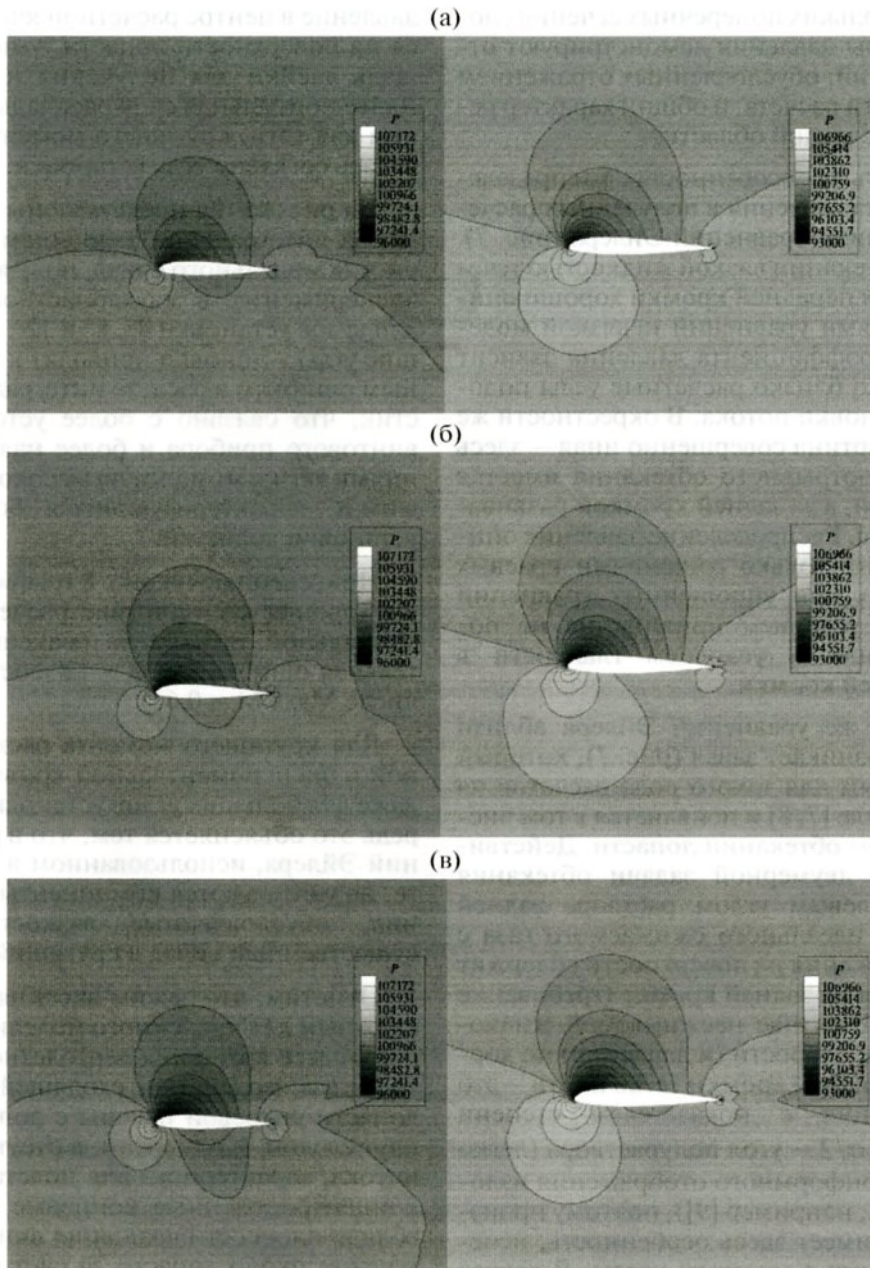


Рис. 6. Изоконтурные поля полного давления в трех сечениях вдоль размаха лопасти,  $M = 0.35$ , левый столбец  $\varphi = 4^\circ$ , правый столбец  $\varphi = 8^\circ$ : (а)  $r = 0.7R$ , (б)  $r = 0.8R$ , (в)  $r = 0.94R$ .

перименты по которым были выполнены ранее на открытом винтовом стенде АО «Камов» [6].

Программа испытаний состояла из одновременных акустических и аэродинамических измерений при работе винта на режиме висения. Концевое число Маха изменялось в диапазоне  $M = 0.35 \dots 0.65$ . Для каждого значения  $M$  использовались четыре значения угла установки (угла общего шага – ОШ) лопасти:  $\varphi = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ$ . Угол установки лопастей  $\varphi = 0^\circ$  соответствует тяге винта  $T \sim 0$ .

Конструктивно открытый стенд представляет собой круглую площадку с бетонным покрытием. В центре площадки располагается пирамидальная стойка с установленными на ней электродвигателями, приводящими во вращение втулку, в верхней части которой устанавливаются исследуемые модели несущего винта вертолета. Для корректного определения акустических характеристик винта испытания на открытом стенде были выполнены с направлением тяги вверх (направление воздушного потока от винта – вниз), а направление вращения винта – левое.

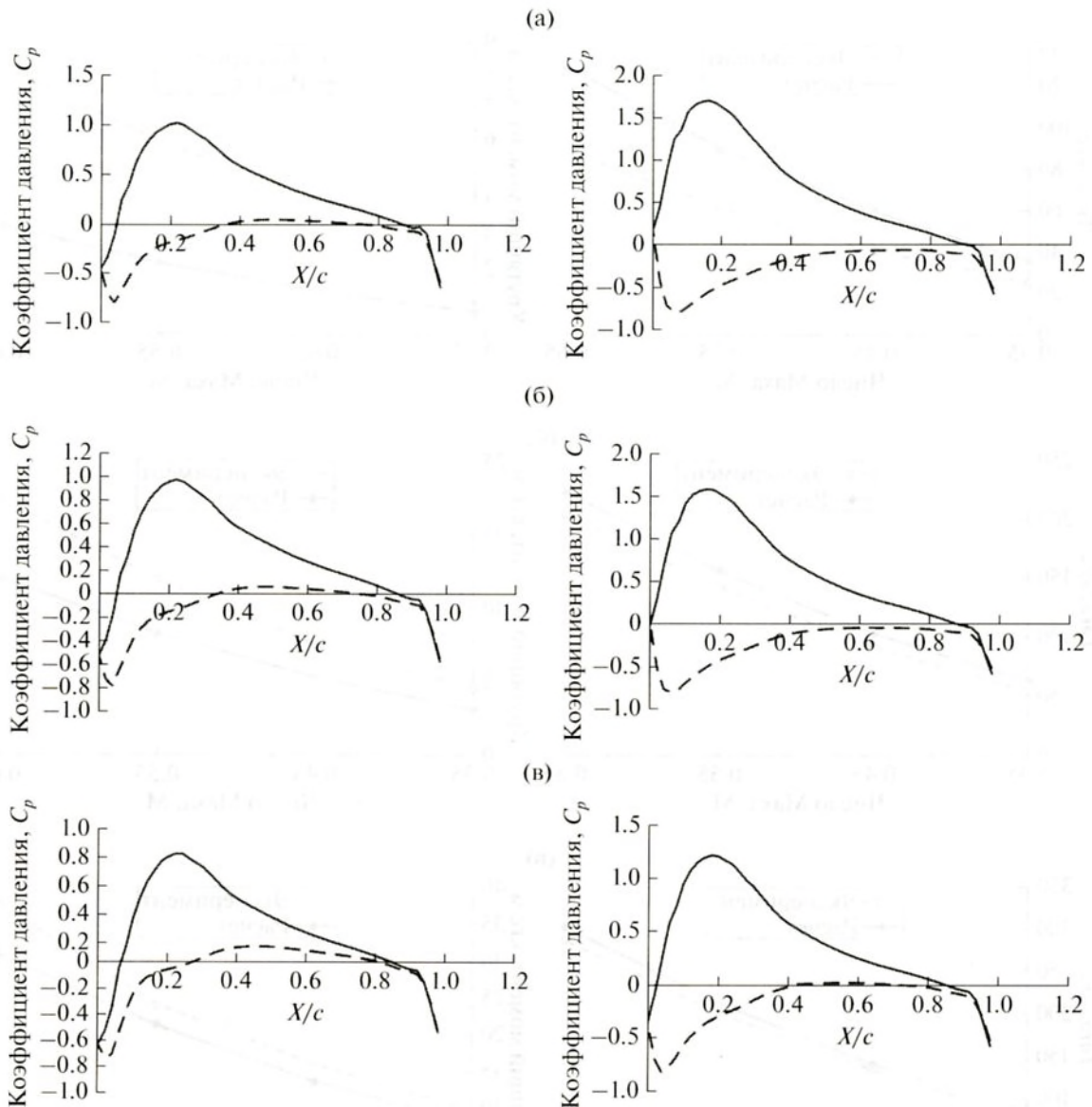


Рис. 7. Распределение коэффициента давления на поверхности лопасти в трех сечениях вдоль размаха лопасти,  $M = 0.35$ , левый столбец  $\varphi = 4^\circ$ , правый столбец  $\varphi = 8^\circ$ : (а)  $r = 0.7R$ , (б)  $r = 0.8R$ , (в)  $r = 0.94R$ . Сплошная линия – верхняя поверхность лопасти, штриховая линия – нижняя поверхность лопасти.

Следует отметить, что штатными измерениями на открытом стенде являются аэродинамические, для которых существует утвержденная методика испытаний. Для проведения одновременных акустических измерений потребовалась разработка методики, учитывающей особенности открытого стенда и позволявшая минимизировать влияние паразитных сигналов, отраженных от конструктивных элементов стенда и пола, на измеряемое звуковое поле винта [6].

В ходе метрологических испытаний в [6] были определены оптимальные с точки зрения влияния отражений положения микрофонов на поверхности открытого стенда. Координаты микро-

фонов в прямоугольной системе координат с центром на оси винта, а также угол  $\Theta$  между плоскостью вращения винта и направлением на микрофоны, представлены в табл. 1. Диапазон углов для допустимых положений микрофонов составляет  $\sim 25^\circ$ , расстояние  $r$  от микрофонов до центра винта указано в третьей колонке.

На рис. 9 представлен типичный узкополосный спектр шума несущего винта вертолета, измеренный в ходе испытаний.

Из представленного спектра следует, что шум несущего винта в основном определяется тональными составляющими, сосредоточенными в частотной области  $< 2.5$  кГц и имеющими макси-

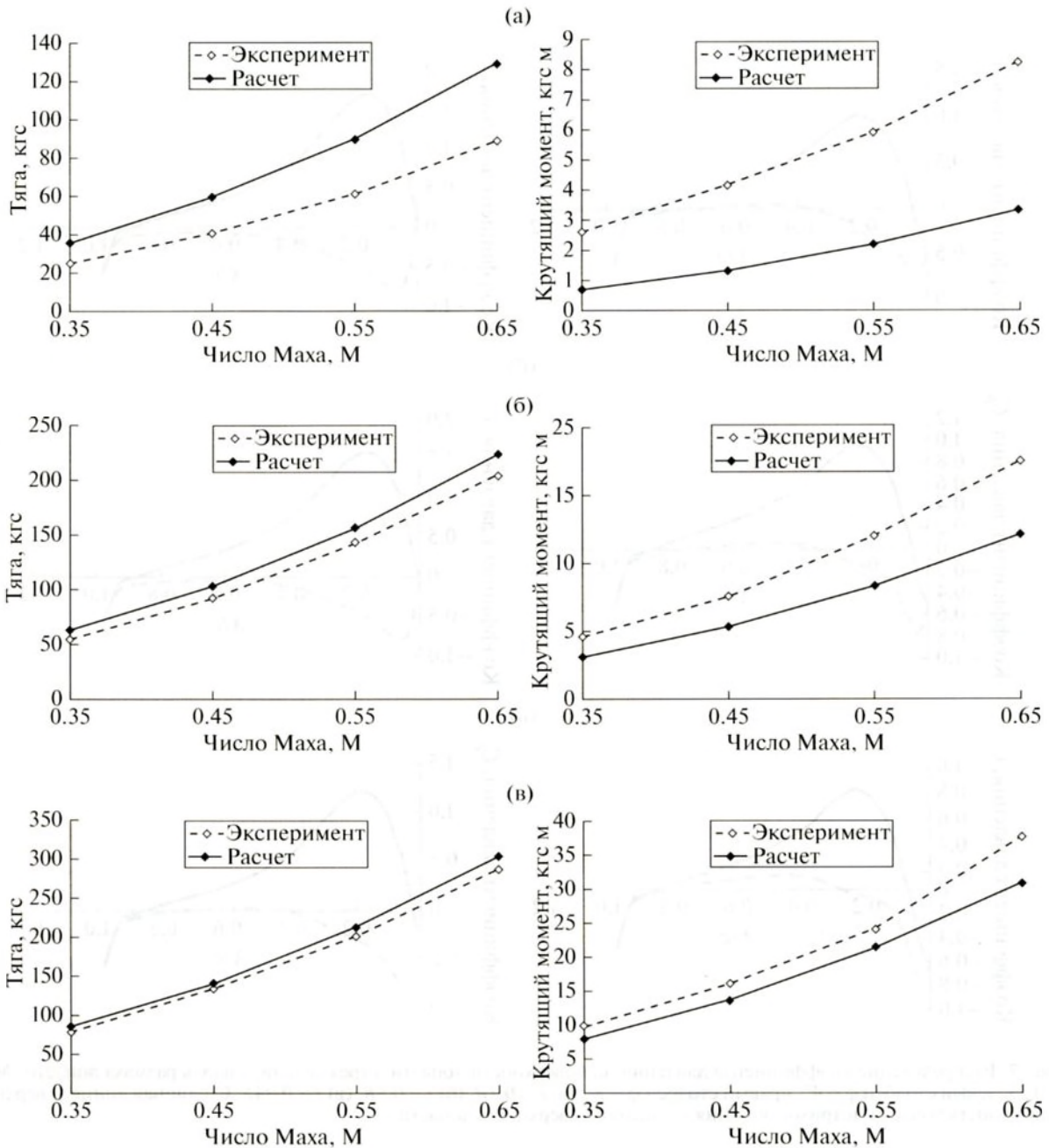


Рис. 8. Зависимость тяги винта  $T$  и крутящего момента  $M_{кр}$  от окружного числа Маха: (а)  $\varphi = 4^\circ$ , (б)  $\varphi = 8^\circ$ , (в)  $\varphi = 12^\circ$ , двухлопастный винт.

мальное значение на частоте следования лопастей (51 Гц для режима работы винта на рис. 9) и нескольких ее первых гармониках. Кроме того, режим висения также характеризуется высоким уровнем широкополосного шума в области низких частот <500 Гц, что объясняется взаимодействием лопастей с турбулентными следами от впереди идущей лопасти, которые в отсутствие сносимого потока остаются в плоскости вращения винта и приводят к увеличению шума взаи-

модействия. С увеличением угла установки относительный уровень широкополосного шума снижается (снос вихрей всасывающим потоком), что отражается также на сближении расчетных и измеренных значений тяги и момента.

Представленный на рис. 9 узкополосный спектр шума винта получен стандартным методом спектрального анализа, блок-схема которого показана на рис. 10а. При таком способе обработки сигнала суммарный спектр шума винта

$G_{xx} = G_{aa} + G_{mm}$  равен детерминированной компоненте  $G_{aa}$ , связанной с вращением лопасти, плюс спектр случайной компоненты  $G_{mm}$ .

Однако расчетный метод, основанный на решении уравнений Эйлера в системе координат, связанной с лопастью, принципиально направлен на вычисление тональной составляющей шума винта и малоприменим для расчета широкополосного шума. Поэтому в настоящей работе экспериментальные данные подвергались специальной обработке: для разделения тональной и широкополосной компонент шума несущего винта на режиме висения использовался метод синхронного усреднения во временной области, блок-схема которого представлена на рис. 10б. При таком методе итоговый спектр равен  $G_{xx} = G_{aa} + 1/N G_{mm}$ , где  $G_{aa}$  – детерминированная компонента, синхронная с вращением лопасти, а  $G_{mm}$  – все остальное (некоррелированный шум),  $N$  – число усреднений. Таким образом, с увеличением числа усреднений доля случайной компоненты  $G_{mm}$  в спектре сигнала уменьшается, при этом тональные составляющие, если они существенно превышают широкополосный фон, остаются неизменными.

Сравнение спектров, полученных усреднением в частотной области и методом синхронного усреднения во временной области, представлено на рис. 11. При усреднении во временной области в качестве триггерного сигнала брался сигнал с датчика оборотов, установленного на валу винта. Поэтому в тональном спектре присутствуют не только основные гармоники частоты следования лопастей  $f_n = f_0 kn$  (где  $f_0$  – частота вращения вала,  $k$  – количество лопастей винта,  $n$  – номер гармоники), но и гармоники частоты вращения вала  $f_m = f_0 m$ , которые могут быть связаны, например, с небольшими отклонениями в углах установки лопастей или с различным угловым расстоянием между лопастями. Эти составляющие во многих измерениях существенно ниже основных гармо-

Таблица 1

Координаты микрофонов	X, м	Y, м	r, м	Θ, град
№ 1	3.9	4.35	5.8	48
№ 2	4.9	4.35	6.5	42
№ 3	5.9	4.35	7.3	36
№ 4	6.9	4.35	8.2	32
№ 5	6.9	2.95	7.5	23

ник, однако неконтролируемые в эксперименте порывы ветра, неточность установки лопастей, вторичные течения и т.п. приводят к их возможным увеличениям, включая и основные гармоники (рис. 11).

Для валидации расчетного метода использовались реализации, для которых перечисленные выше причины минимизированы. Это выражается в хорошем соответствии тяговых и моментных характеристик, малости гармоник частоты вращения по сравнению с основными гармониками частоты следования, относительной малости широкополосного сигнала по сравнению с основными гармониками.

Дальнейшая валидация расчета проводилась для тонального шума винта, обработанного в соответствии с методом синхронного усреднения (рис. 10б). На рис. 12а–12в представлено сравнение тонального шума двухлопастного винта на нагруженных режимах работы, полученного в эксперименте, и расчетных данных для основных гармоник (способ получения расчетного сигнала, рис. 3б, очевидно, исключает появление гармоник частоты вращения вала).

Сравнение спектров показывает, что для режимов с максимальным концевым числом Маха лопасти, исследованных в эксперименте, уровень звукового давления для гармоники на частоте

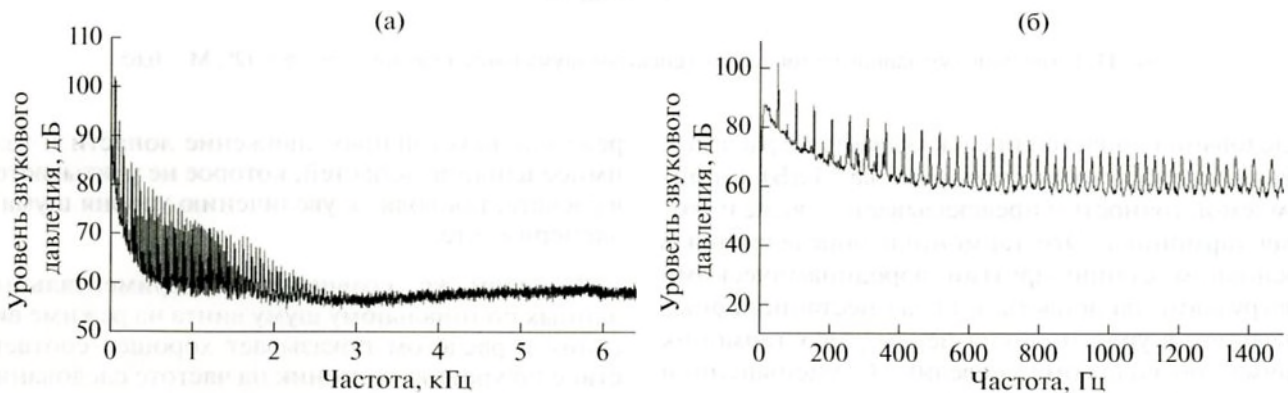


Рис. 9. Узкополосный спектр шума винта (две лопасти), усредненный за время записи 30 с,  $\phi = 12^\circ$ ,  $M = 0.65$ : (а) частотный диапазон 0–6400 Гц, (б) низкочастотный диапазон 0–1500 Гц.

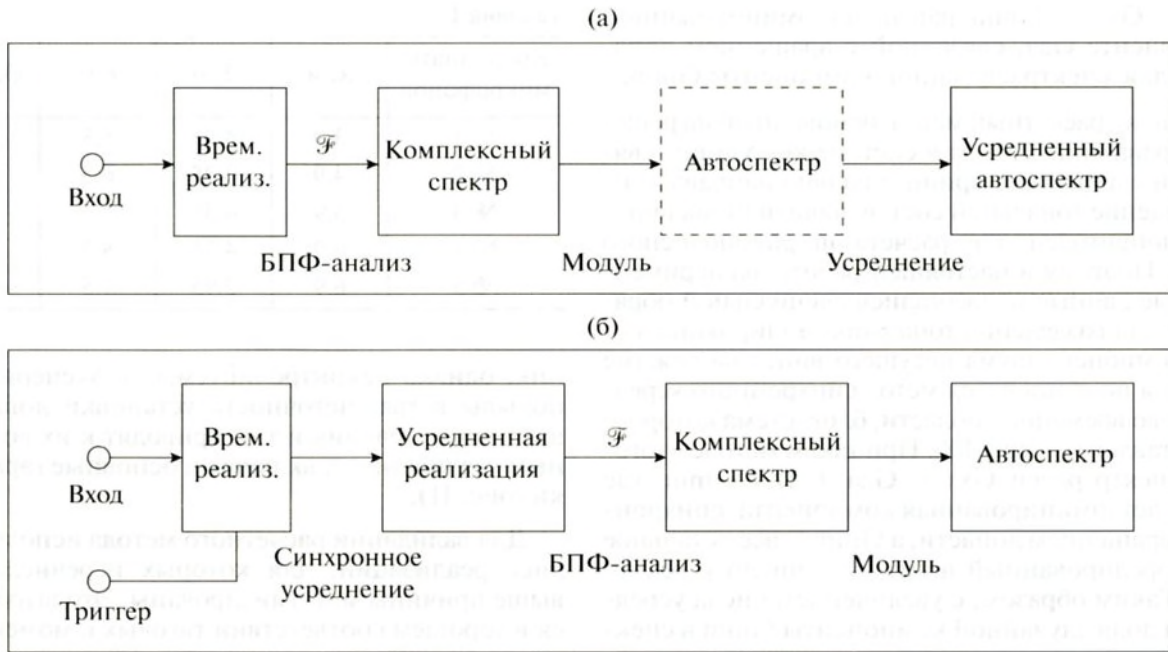


Рис. 10. Блок-схема (а) стандартного метода спектрального анализа с усреднением в частотной области и (б) метода синхронного усреднения во временной области.

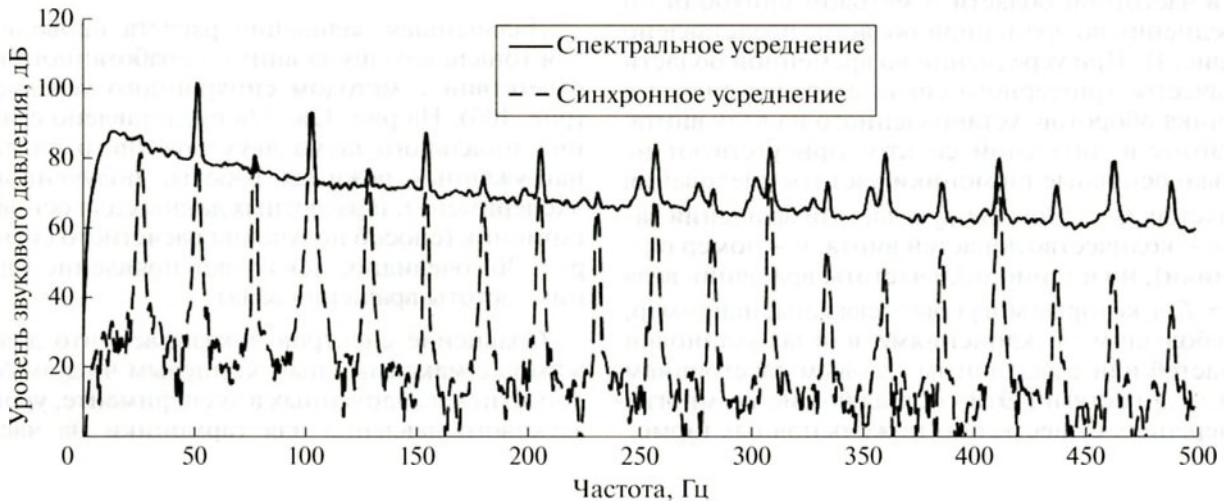


Рис. 11. Сравнение суммарного и тонального спектров шума винта (две лопасти),  $\varphi = 12^\circ$ ,  $M = 0.65$ .

следования лопастей предсказывается в расчете с очень хорошей точностью (ошибка  $< 1$  дБ). С приемлемой точностью предсказывается также и вторая гармоника. Эти гармоники определяются в основном стационарными аэродинамическими нагрузками на лопасть, и вклад нестационарных нагрузок в уровень шума первых двух гармоник шума, по-видимому, невелик. С уменьшением числа Маха точность расчета уменьшается (ошибка  $\sim 1-3$  дБ), хотя и остается в приемлемых пределах. По-видимому, на малонагруженных

режимах неустойчивое движение лопасти и взаимное влияние лопастей, которое не учитывается в расчете, приводят к увеличению уровня шума в эксперименте.

В целом же, сравнение экспериментальных данных по тональному шуму винта на режиме висения с расчетом показывает хорошее соответствие по уровню гармоник на частоте следования лопастей. Таким образом, разработанная программа дает хорошую инженерную оценку максимального уровня шума (уровень нескольких пер-

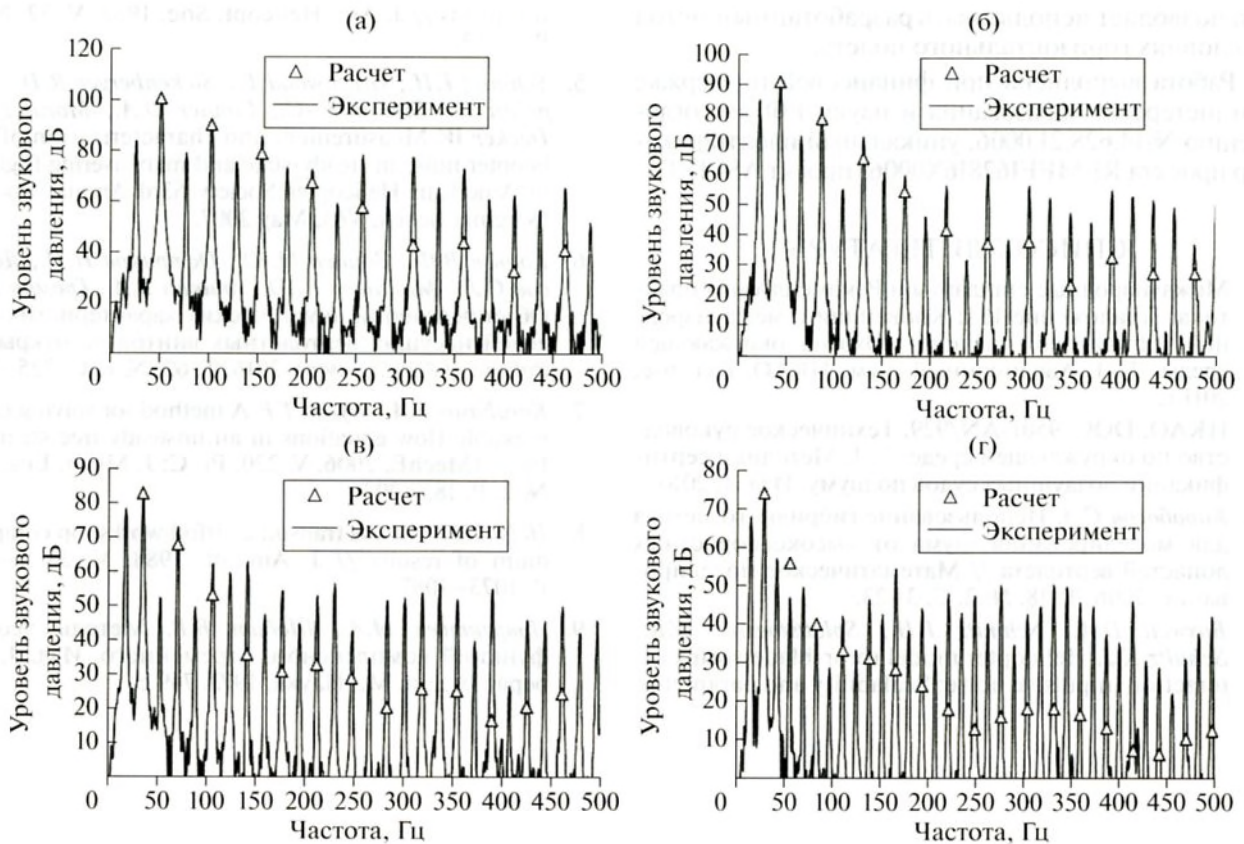


Рис. 12. Сравнение узкополосного спектра тонального шума винта (две лопасти) для различных режимов работы винта, полученного из эксперимента и расчета. (а)  $M = 0.65$ ,  $\varphi = 12^\circ$ , (б)  $M = 0.55$ ,  $\varphi = 8^\circ$ , (в)  $M = 0.45$ ,  $\varphi = 8^\circ$ , (г)  $M = 0.35$ ,  $\varphi = 8^\circ$ .

вых гармоники частоты следования лопастей), когда основными являются шум нагрузки и шум вытеснения, а не квадрупольные источники, связанные со скачками на законцовке лопасти.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для определения аэроакустических характеристик несущего винта разработан метод моделирования течения на режиме висения и режиме косо го обтекания, а также создана программа, обрабатывающая данные расчета ближнего поля для получения дальнего звукового поля (ФВХ) и вычисления интегральных тяговых и моментных характеристик.

В целях сравнения с экспериментальными данными из имеющейся обширной базы данных, полученной ранее при испытаниях на открытом стенде, проведены расчеты акустических и аэродинамических (распределенных и интегральных) характеристик модельного несущего винта вертолета на режиме висения в двух- и четырехлопастном варианте с лопастями, скомпонованными из профилей NASA230-12, NASA230-15 с круткой  $\Delta\varphi = 0^\circ$  при конечных значениях числа Маха:  $M =$

$= 0.35, 0.45, 0.55, 0.65$  и углах установки лопастей:  $\varphi = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ$ .

Реализован метод выделения тональной компоненты шума вертолетного винта в процессе обработки экспериментальных данных, использующий сигнал с датчика оборотов, установленного на валу винта.

Сравнение экспериментальных данных по тональному шуму винта на режиме висения с расчетом показывает хорошее соответствие по уровню основной гармоники на частоте следования лопастей (разница значений в диапазоне 0.5–3 дБ) практически для всех режимов работы винта (углы установки  $4^\circ$ – $12^\circ$ , окружное число Маха 0.35–0.65).

Сравнение интегральных аэродинамических характеристик (тяги и крутящего момента) в расчете и эксперименте показало удовлетворительное соответствие, особенно на высоконагруженных режимах работы винта.

Таким образом, разработанная программа удовлетворительно предсказывает аэродинамические характеристики нагруженных лопастей и дает хорошую оценку для первых гармоник шума,

что позволяет использовать разработанный метод в условиях горизонтального полета.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ по соглашению №14.628.21.0006, уникальный идентификатор проекта RFMEFI62816X0006 (проект ASPIRE).

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Международные стандарты и Рекомендуемая практика. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Т. 1. Авиационный шум. ИКАО. изд. 6-е, 2011 г.
2. ИКАО. DOC. 9501-AN/929. Техническое руководство по окружающей среде. Т. 1. Методики сертификации воздушных судов по шуму. Изд. 1, 2010.
3. *Карabasov S.A.* Использование гибридного метода для моделирования шума от высокоскоростных лопастей вертолета // Математическое моделирование. 2006. Т. 18. № 2. С. 3–23.
4. *Boxwell D.A., Schmitz F.H., Spletstoesser W.R., Schultz K.J.* Helicopter model rotor-blade vortex interaction impulsive noise: Scalability and parametric variations // J. Am. Helicopt. Soc. 1987. V. 32. № 1. P. 3–12.
5. *Schmitz F.H., Greenwood E., Sickenberger R.D., Gopalan G., Sim B.W.-C., Conner D.A., Morales E., Decker W.* Measurement and characterization of helicopter noise in steady-state and maneuvering flight // in American Helicopter Society 63rd Annual Forum, (Virginia Beach, VA), May 2007.
6. *Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Остриков Н.Н., Денисов С.Л., Макашов С.Ю., Аникин В.А., Громов В.В.* Об определении акустических характеристик моделей несущих вертолетных винтов на открытом стенде // Акуст. журн. 2016. Т. 62. № 6. С. 725–730.
7. *Karabasov S.A., Hynes T.P.* A method for solving compressible flow equations in an unsteady free steam // Proc. IMechE. 2006. V. 220. Pt. C: J. Mech. Eng. Sci. № 2. P. 185–202.
8. *Holst T.L.* Viscous transonic airfoil workshop compendium of results // J. Aircraft. 1988. V. 25. № 12. P. 1073–1087.
9. *Лаврентьев М.А., Шабат Б.В.* Методы теории функций комплексного переменного. Изд. 4, перераб. и доп. М.: Наука, 1973. 749 с.