

ОЦЕНКА ШУМА НА МЕСТНОСТИ ДЛЯ СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА С ДВИГАТЕЛЯМИ ТИПА “ОТКРЫТЫЙ РОТОР” НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ¹

© 2017 г. В. Ф. Копьев^{а, *}, М. Л. Шур^б, А. К. Травин^б, И. В. Беляев^а,
Б. С. Замтфорт^а, Ю. В. Медведев^а

^аФГУП ЦАГИ, Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ, 105005 Москва, ул. Радио 17

^бСанкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого (СПбПУ)
195251 Санкт-Петербурге, ул. Политехническая 29

*e-mail: vkopiev@mksagi.ru

Поступила в редакцию 16.05.2017 г.

На основе численного моделирования аэроакустических характеристик изолированного открытого ротора с простейшей геометрией лопастей выполнена оценка шума на местности, создаваемого гипотетическим региональным самолетом, оснащенным такими двигателями. Рассмотрены различные конфигурации открытого ротора при постоянной тяге, и выбрана наиболее малошумная конфигурация. Рассмотрен среднемагистральный двухдвигательный самолет с известными величинами тяги двигателей ТРДД на различных участках взлетно-посадочной траектории, вместо которых использован открытый ротор с теми же тягами. Получено, что среднемагистральный самолет с двумя такими двигателями удовлетворяет требованиям Главы 4 стандарта ИКАО со значительным запасом. Продемонстрирован существенный вклад шума обтекания планера в суммарный шум самолета с двигателями типа “открытый ротор” на режиме посадки.

Ключевые слова: открытый ротор, аэроакустика, моделирование отсоединенных вихрей, шум на местности.

DOI: 10.7868/S0320791917060065

ВВЕДЕНИЕ

Открытый ротор (незакапотированный биротативный винтовентилятор) является перспективным вариантом силовой установки самолета, способным обеспечить снижение потребляемого топлива (и, следовательно, выбросов CO₂) на величину до 20% по сравнению с современными турбовентиляторными двигателями [1]. Хорошие аэродинамические характеристики открытого ротора (повышенный полетный к.п.д. по сравнению с классическим ТРДД) неоднократно привлекали к нему внимание производителей авиационной техники. Обзор зарубежных исследований в области открытого ротора приведен в работе [2]. Что касается отечественных разработок, стоит отметить созданный в 1950-х годах прошлого века двигатель НК-12 (два противорвращающихся 4-лопастных винта диаметром около 6 м), который устанавливался на пассажирском самолете Ту-114

и транспортном Ан-22, и созданный в 1980-х годах двигатель Д-27 (два противорвращающихся винта с 8 и 6 лопастями, диаметр 4.5 м), устанавливаемый на транспортном самолете Ан-70.

Тем не менее, широкого применения в гражданской авиации такая силовая установка не получила. Одной из основных причин, препятствующих внедрению двигателей типа “открытый ротор” в пассажирскую авиацию, является высокий уровень генерируемого ими шума [3]. В отличие от двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД), где корпус мотогондолы экранирует создаваемый вентилятором шум, что позволяет уменьшать его с помощью установки звукопоглощающих конструкций в каналах двигателя или формировать более благоприятную диаграмму направленности, шум, создаваемый открытым ротором, свободно распространяется от источника, что приводит как к ухудшению акустического комфорта пассажиров в салоне самолета, так и к увеличению шума самолета на местности. Шум в салоне, создаваемый открытым ротором, можно снизить с помощью оптимизации расположения стрингеров и шпангоутов [4], а также установки вибродемпфирующих и теплозвукоизолирующих

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

материалов [5]. Для снижения низкочастотных тональных гармоник шума в салоне, характерных для открытого ротора, может использоваться синхрофазирование винтов [6] и активные системы шумоглушения [5].

Однако эти подходы неприменимы с точки зрения снижения шума на местности. Снижение шума на местности может быть достигнуто за счет использования эффекта экранирования шума силовой установки планером самолета, например, вертикальным оперением [7] или фюзеляжем для компоновки типа “летающее крыло” [8]. Однако использование эффекта экранирования для двигателей типа “открытый ротор” требует серьезной модификации компоновки самолета и поэтому в данной работе рассматриваться не будет. Как следствие, для самолета традиционной компоновки с двигателями типа “открытый ротор” снижение шума на местности должно достигаться в основном за счет оптимизации геометрических параметров открытого ротора: количества лопастей переднего и заднего винтов, формы и закрутки лопастей, диаметров переднего и заднего винтов, расстояния между винтами и т.д.

Успехи вычислительной аэроакустики позволяют оптимизировать геометрию элементов открытого ротора для поиска конфигураций, которые были бы значительно тише двигателей типа “открытый ротор” предыдущих поколений. Данная работа посвящена оценке шума на местности для самолета с оптимизированным открытым ротором при использовании для расчета простейшего семейства лопастей [9].

Следует отметить, что спектры шума открытого ротора довольно сложны и содержат большое количество тональных компонент, что затрудняет сравнение спектров шума для различных модификаций – например, модификации, которые подавляют некоторые тональные компоненты, могут приводить к увеличению амплитуды других тонов. Для преодоления этой трудности в настоящей работе при сравнении шума разных модификаций открытых роторов используется метрика EPNдБ, которая применяется при сертификации самолетов по шуму на местности. Такой подход был использован, например, в [10], где исследовалось влияние модификаций геометрии на шум открытого ротора в метрике EPNдБ на основе полуаналитической модели без учета влияния модификаций на тягу двигателя.

В данной работе проводится аналогичное сравнение для различных модификаций открытого ротора при условии равенства создаваемой ими тяги. Аэродинамические характеристики открытого ротора и акустические характеристики в ближнем поле при этом рассчитываются на основе численного интегрирования трехмерных нестационарных уравнений динамики вязкого сжи-

маемого газа в сочетании с вихреразрешающим подходом к моделированию турбулентности, базирующемся на гибридном RANS-LES методе DDES [11, 12]. Расчет шума в дальнем поле проводится с помощью метода ФВХ с использованием проницаемых контрольных поверхностей. Определенные таким образом характеристики шума в дальнем поле пересчитываются затем на условия полета конкретного самолета в метрике EPNдБ.

Важно отметить, что характерной особенностью спектров шума открытого ротора являются многочисленные тональные компоненты, включающие шум взаимодействия, а также широкополосный шум, который также вносит существенный вклад в общий уровень шума [13] и должен учитываться при оценке шума на местности. В [14] для оценки тональной составляющей одиночного винта применялись невязкие уравнения Эйлера. С использованием такого подхода проведено моделирование винта APIAN и получено удовлетворительное согласование результатов для тонального шума с данными эксперимента в заглушенной аэродинамической трубе DNW LLF [15]. Однако корректный расчет шума взаимодействия и широкополосного шума рассматриваемого в настоящей работе открытого ротора в рамках модели невязкого газа оказывается невозможным. Это связано с тем, что значительная доля этого шума обусловлена турбулентностью потока, адекватное описание которой требует применения вихреразрешающих подходов типа метода DDES.

Было рассмотрено несколько модификаций базовой конфигурации открытого ротора [9] (рис. 1), полученных путем изменения числа лопастей, расстояния между винтами, ширины хорды лопастей и диаметра заднего винта. Так как применение расчетных методов требует значительных вычислительных и временных ресурсов, число модификаций было ограничено девятью конфигурациями. Для каждой из них и для базовой конфигурации были вычислены уровни шума на местности в боковой сертификационной точке для двухдвигательного среднемагистрального самолета. Для самой “тихой” конфигурации была выполнена оценка шума на местности по сумме в трех контрольных точках, которая сравнивалась с нормами ИКАО.

Статья организована следующим образом. В разделе 1 кратко описана методика численного расчета шума открытого ротора в дальнем поле. Геометрия открытого ротора, рассмотренные модификации и результаты расчетов шума в дальнем поле приведены в разделе 2. Раздел 3 посвящен описанию метода оценки шума на местности и результатов сравнения шума с нормами ИКАО. Выводы и предложения по дальнейшей работе изложены в заключении.

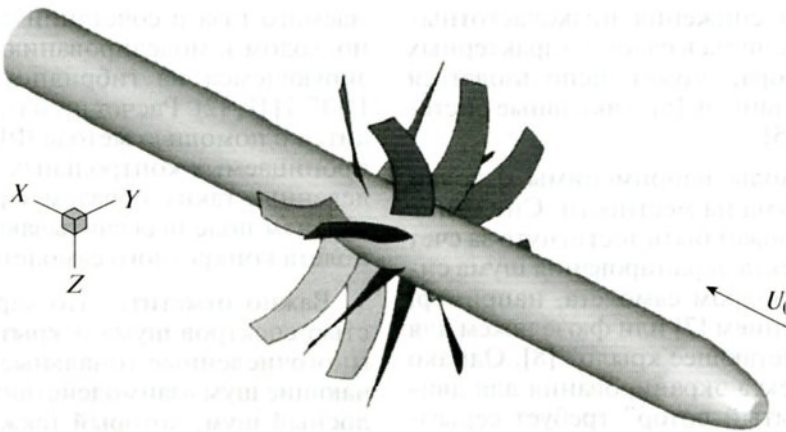


Рис. 1. Геометрия открытого ротора в базовой конфигурации, диаметр ротора $D = 4$ м. Если смотреть с направления потока, передний 8-лопастной винт вращается по часовой стрелке, задний 7-лопастной – против часовой.

1. МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО РАСЧЕТА

Используемая в настоящей работе методика расчета аэродинамических и акустических характеристик самолетных винтов реализована на базе компьютерного кода для расчета турбулентных течений NTS (Numerical Turbulence Simulation) [16], дополненного акустическим ФВХ-постпроцессором [17] для расчета шума, генерируемого потоком в дальнем акустическом поле. Данная система прошла всестороннюю проверку путем сопоставления полученных с ее помощью результатов с экспериментальными данными по аэродинамическим и акустическим характеристикам широкого спектра задач аэроакустики турбулентных струй [16–18] и элементов планера самолета [19] и в настоящее время представляет собой достаточно надежный и универсальный расчетный инструмент.

Вычислительная система [16, 17] была адаптирована для обеспечения возможности проведения расчетов течений при наличии вращающихся элементов (учет кориолисовой и центробежной сил в исходных уравнениях баланса импульса и энергии для вращающихся сеточных блоков, а также реализация межблочных граничных условий) и была применена в [9] к расчету шума открытого ротора в рамках нестационарных уравнений Рейнольдса (URANS).

В данной работе расчет характеристик винтов проводится в рамках гибридного RANS-LES подхода к моделированию турбулентности. В качестве такого подхода использовалась усовершенствованная версия метода моделирования отсоединенных вихрей DES, получившая название DDES (Delayed DES), которая предотвращает присущее исходной версии DES преждевременное переключение в режим LES внутри присоединенного пограничного слоя при измельчении шагов разностной сетки по касательной к обтекаемой по-

верхности [11]. В качестве “базовой” модели DDES в данной работе используется полуэмпирическая RANS-модель турбулентности SARC [20], содержащая специальные поправки для учета влияния кривизны линий тока и вращения на характеристики турбулентности.

Разностные сетки, построенные для проведения расчетов, имели одинаковую структуру, которую иллюстрирует рис. 2. Они состоят из восьми перекрывающихся блоков.

Блоки b1 и b2 – это вращающиеся блоки с цилиндрической структурой сетки, содержащие соответственно 1-й и 2-й винты биротативной пары. В этих блоках исходные уравнения решаются в неинерциальной (вращающейся) системе координат. Все остальные блоки сетки были неподвижны. При этом блок b3 – это блок декартовой структуры, который вводится вблизи оси вращения (ось x) для исключения сингулярности цилиндрической сетки на оси. Остальные блоки, b4–b8, имеют цилиндрическую структуру, и все вместе образуют “внешний” блок, который разбит на части для проведения параллельных вычислений на многопроцессорном кластере. Общее число узлов во всех рассматриваемых сетках составляет около 19 миллионов.

Величина первого пристенного шага используемых сеток по нормали к обтекаемым поверхностям равна $10^{-4}D$, где D – диаметр открытого ротора. По мере удаления от стенки величина радиального шага сетки постепенно (по закону геометрической прогрессии с показателем $k \approx 1.25$) возрастает до значения $\Delta r = 0.02D$, а затем сохраняется постоянной вплоть до расстояния $r \approx 3D$, превышающего расстояние от оси вращения до боковых (цилиндрических) элементов контрольных поверхностей, используемых в рамках метода ФВХ для расчета шума, генерируемого винтами в дальнем поле (см. рис. 3). Величина продольного шага

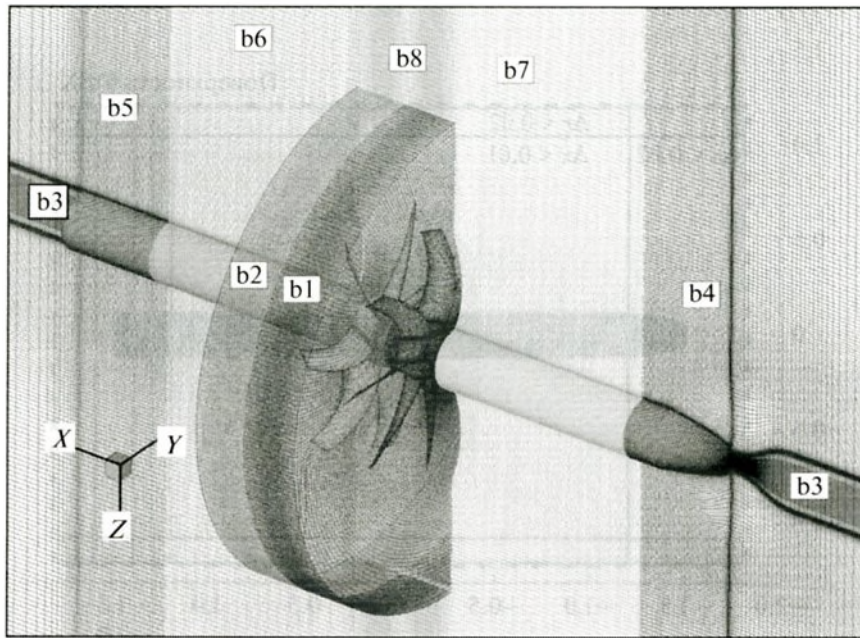


Рис. 2. Структура разностной сетки, использовавшейся при расчете биротативной пары и ее разбиение на отдельные сеточные блоки.

сетки Δx в пределах объема, охватываемого контрольными поверхностями, также не превышает $0.02D$. В сочетании с использовавшейся при проведении расчетов противопоточной схемой 5-го порядка точности для аппроксимации невязки газодинамических потоков это обеспечивает достаточно точное разрешение звуковых волн с длиной волны вплоть до $\lambda = 8 \max\{\Delta x, \Delta r\} = 0.16D = 0.64$ м, т.е. вплоть до частот $f_{\max} \approx 540$ Гц. Отметим, что в процессе предварительных расчетов было подтверждено, что в пределах области хорошо разрешаемых частот $f < f_{\max}$ расчетные спектральные и интегральные характеристики шума практически не зависят от выбора замкнутой контрольной поверхности среди поверхностей, показанных на рис. 3.

Шаг интегрирования по времени при проведении расчетов задавался равным $\Delta t = 0.001 D/U_0$, что соответствует размерному значению $\Delta t \approx 4.8 \times 10^{-5}$ с и обеспечивает величину числа Куранта не выше ~ 1.5 во всей расчетной области. Кроме того, такой шаг по времени обеспечивает достаточно точное описание нестационарных процессов во всех звуковых волнах, разрешаемых по пространству на используемой сетке.

Интервал времени, использовавшийся для расчета шума, составлял ~ 10 времен оборота винта, что связано с необходимостью разрешения в спектре рассматриваемого ротора тональных пиков на близких частотах. Расчеты выполнялись на пяти вычислительных узлах с применением ком-

бинированной MPI/Open-MP методики параллелизации. Каждый узел используемого вычислительного кластера включал четыре 12-ядерных процессора Hewlett Packard (всего 240 вычислительных ядер). Общее время расчета для каждой конфигурации составляло примерно 4 недели.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Геометрия лопастей рассматриваемого открытого ротора (рис. 1) описана в [9]. В качестве базовой выбрана конфигурация (8 + 7) лопастей переднего и заднего винтов противовращающейся пары соответственно, с одинаковым диаметром $D_1 = D_2 = D_0 = 4$ м и одинаковой скоростью вращения 1280 об./мин. Расстояние между роторами $L = L_0 = 0.22D_0$ (0.88 м), ширина хорды лопастей $W = W_0$ изменяется от $0.13D_0$ (0.52 м) в комле до $0.08D_0$ (0.32 м) на конце лопасти (рис. 4).

Как уже упоминалось, наряду с описанной базовой конфигурацией были рассмотрены девять ее модификаций, полученных путем изменения числа лопастей, расстояния между винтами, ширины хорды лопастей и диаметра заднего винта. Геометрические параметры рассмотренных модификаций приведены в табл. 1. Рассмотрение данных модификаций имело целью исследовать чувствительность шума открытого ротора с простейшей геометрией к этим параметрам.

Следует отметить, что расстояние между роторами L изменялось таким образом, что средняя

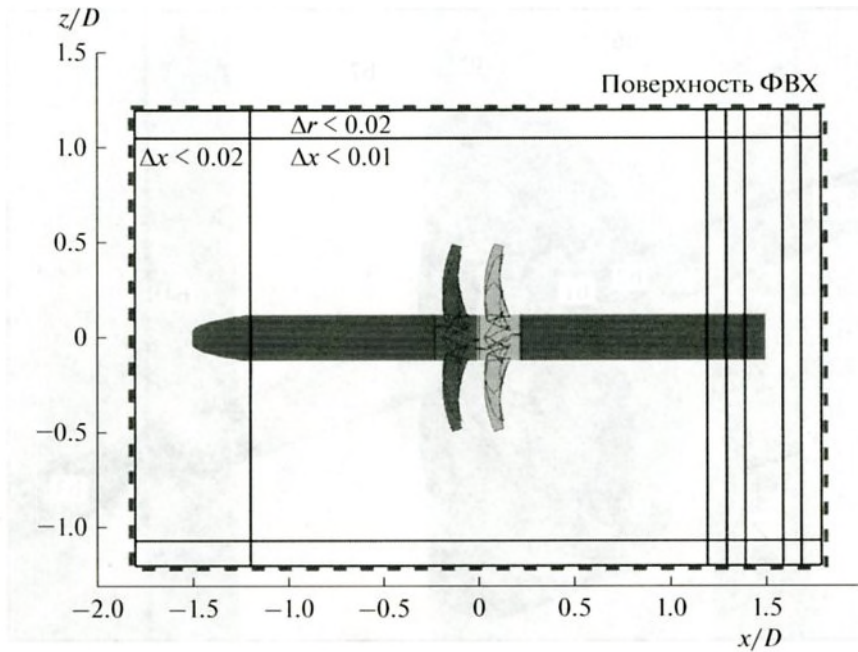


Рис. 3. Набор “вложенных” контрольных поверхностей, использовавшихся для расчета шума на основе метода ФВХ. Штриховой линией показана поверхность, с использованием которой рассчитаны спектры шума, представленные ниже.

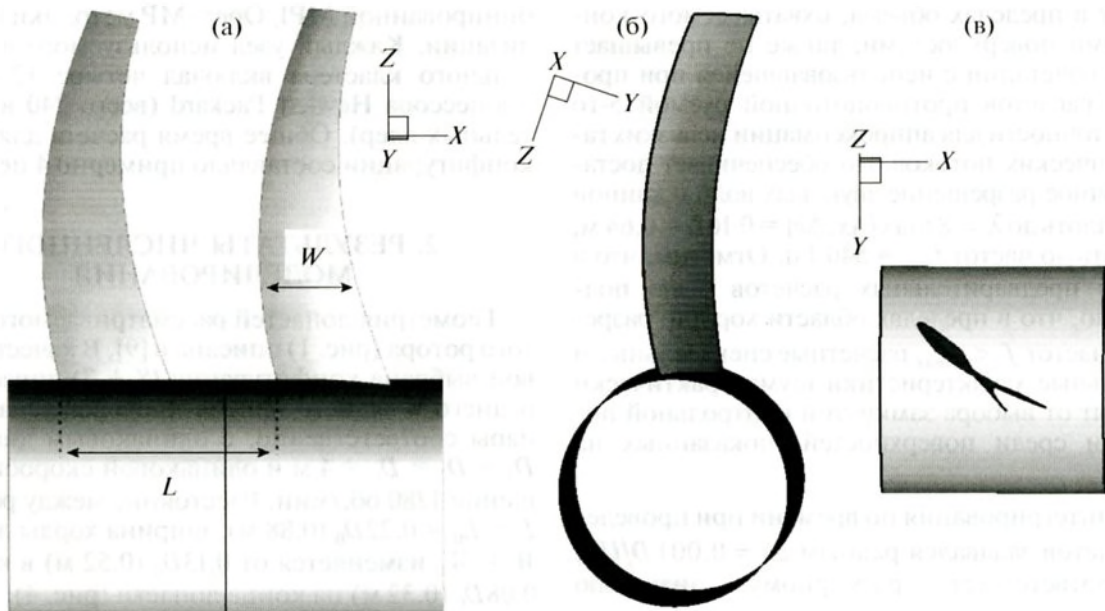


Рис. 4. Геометрия открытого ротора.

плоскость не двигалась — например, увеличение L на ΔL достигалось сдвигом переднего ротора вверх по потоку на $\Delta L/2$ и заднего ротора на $\Delta L/2$ вниз по потоку. Уменьшение диаметра заднего ротора достигалось срезанием конца лопасти, тогда как геометрия лопасти для $r < D_2/2$ не изменялась. Наконец, ширина хорды лопастей W уменьшалась или увеличивалась равномерно вдоль длины лопасти.

При проведении расчетов влияние пилона не учитывалось. Принято считать, что для пилона, установленного вверх по потоку от открытого ротора (толкающая конфигурация), его влияние (след и его последующее взаимодействие с лопастями) может быть эффективно скомпенсировано с помощью выдува потока из задней кромки пилона [1]. Таким образом, рассчитанный в данной работе шум изолированного открытого ротора в

Таблица 1. Рассмотренные конфигурации открытого ротора

№	Изменяемый параметр	Число лопастей	Параметры ротора	Конфигурация
1	Число лопастей ротора	(8 + 7)	$L = L_0, D = D_0, W = W_0$	(8 + 7)
2		(8 + 5)	$L = L_0, D = D_0, W = W_0$	(8 + 5)
3		(8 + 9)	$L = L_0, D = D_0, W = W_0$	(8 + 9)
4		(10 + 7)	$L = L_0, D = D_0, W = W_0$	(10 + 7)
5	Расстояние между роторами	(8 + 7)	$L = 0.85L_0, D = D_0, W = W_0$	$L = 0.85L_0$
6		(8 + 7)	$L = 1.15L_0, D = D_0, W = W_0$	$L = 1.15L_0$
7	Диаметр заднего ротора	(8 + 7)	$L = L_0, D = 0.94D_0, W = W_0$	$D_2 = 0.94D_0$
8		(8 + 7)	$L = L_0, D = 0.90D_0, W = W_0$	$D_2 = 0.90D_0$
9	Ширина хорды лопасти	(8 + 7)	$L = L_0, D = D_0, W = 0.9W_0$	$W = 0.9W_0$
10		(8 + 7)	$L = L_0, D = D_0, W = 1.1W_0$	$W = 1.1W_0$

Таблица 2. Сравнение аэродинамических характеристик для базовой конфигурации, рассчитанных на основе RANS и DDES

Газодинамическая модель; подход к моделированию турбулентности	C_{T1}	C_{T2}	C_{M1}	C_{M2}
Вязкий газ; SARC RANS	0.1520	0.2137	0.1050	0.1458
Вязкий газ; DDES	0.1515	0.2103	0.1047	0.1439

дальнем поле является хорошей оценкой шума открытого ротора в толкающей конфигурации с применением выдува потока из задней кромки пилона.

Кроме того, для упрощения задачи при определении шума в дальнем поле не учитывалось влияние рассеяния звука на фюзеляже [21, 22] и крыле самолета [23], а также влияние неоднородности набегающего потока [24], хотя эти эффекты могут оказаться важными с точки зрения шума в дальнем поле. Учет этих эффектов должен быть осуществлен в ходе дальнейших работ.

Параметры потока для всех конфигураций были одинаковыми: статическое давление $p_0 = 10^5$ Па; температура $T_0 = 280$ К; скорость потока $U_0 = 83.7$ м/с, что соответствует числу Маха $M_0 = 0.25$, типичному для взлета/посадки. Скорость вращения для базовой конфигурации (конфигурация 1 из табл. 1) была принята равной 1280 об./мин (угловая скорость $\Omega_0 = 134$ рад/с), что соответствует скорости конца лопасти $U_{\text{кр}} = \Omega_0 D/2 = 268$ м/с и конечному числу Маха $M_{\text{кр}} = U_{\text{кр}}/a_0 = 0.8$. Соответствующая частота прохождения лопасти (BPF) для переднего ротора (8 лопастей) равна $\text{BPF}_8 = 170.6$ Гц. Таким образом, параметры задачи выглядят представительными с точки зрения генерации шума реальным открытым ротором.

Сравнение интегральных аэродинамических характеристик рассматриваемого открытого ро-

тора, а именно коэффициентов тяги (C_T) и момента (C_M) на переднем (1) и заднем (2) винтах, определенных с помощью различных подходов к моделированию турбулентности (URANS и DDES) для базовой конфигурации, приведено в табл. 2. Из нее видно, что результаты расчетов этих характеристик, полученные с использованием обоих подходов, практически совпадают, что позволяет использовать более экономичный метод URANS для подбора скорости вращения винтов, обеспечивающей заданную тягу.

В связи с этим с целью обеспечения одинаковой тяги для каждой из рассмотренных конфигураций предварительно были проведены URANS-расчеты с различными скоростями вращения. Полученные в результате значения скоростей вращения, которые с точностью 0.25% обеспечивают ту же самую суммарную тягу, что и базовая конфигурация, приведены в табл. 3. Затем для этих скоростей вращения были проведены расчеты DDES и получены акустические данные в дальнем поле.

3. РАСЧЕТ ШУМА НА МЕСТНОСТИ

На втором этапе расчетов полученные с помощью метода DDES акустические данные были преобразованы в 1/3-октавные матрицы шума (таблицы 1/3-октавных величин шума, приведен-

ных к расстоянию 100 м от источника, с шагом по полярному углу в 10°), которые затем использовались для оценки шума на местности. С этой целью рассматривался реальный среднемагистральный самолет с двумя турбовентиляторными двигателями и реальной траекторией полета с заданными величинами тяги на каждом ее участке, причем акустические характеристики турбовентиляторных двигателей были заменены расчетными матрицами шума двигателей типа “открытый ротор”. Были вычислены уровни шума в метрике EPNдБ в пролетной сертификационной точке для всех рассмотренных конфигураций с помощью коммерческого программного комплекса SOPRANO [25]. Этот программный комплекс был разработан в рамках проекта SILENCE(R) и успешно применялся для оценки шума на местности самолетов с двигателем типа “открытый ротор” в режиме крейсерского полета [26].

Сравнение результатов расчета шума гипотетического самолета для всех рассматриваемых винтов в пролетной сертификационной точке с базовой конфигурацией приведено в табл. 4; отрицательные значения величины ΔSL (отличие рассматриваемой конфигурации от базовой) соответствуют снижению шума по сравнению с базовой конфигурацией.

Проведенные расчеты позволили оценить влияние различных геометрических параметров на уровни шума открытого ротора. В частности, было обнаружено, что это влияние весьма значительно для изменения числа лопастей (снижение более чем на 5 EPNдБ по сравнению с базовой конфигурацией) и меньше, чем ожидалось, для уменьшения диаметра заднего ротора (снижение только на 0.2–1.1 EPNдБ). Последнее обстоятельство объясняется, по-видимому, увеличением скорости вращения открытого ротора, требующимся при уменьшении диаметра для поддержания той же тяги, как и в базовой конфигурации, что в метрике EPN компенсирует снижение шума из-за более слабого взаимодействия лопастей заднего ротора с концевыми вихрями, сходящими с переднего ротора.

Для самой тихой из рассмотренных конфигураций (8 + 9 лопастей) были выполнены дополнительные расчеты шума в дальнем поле с помощью метода DDES для режимов, в которых значения тяги соответствовали режимам взлета и посадки того же самолета, и получена оценка шума на местности по трем сертификационным точкам (табл. 5).

Согласно полученной оценке по шуму на местности, гипотетический самолет с двигателями типа “открытый ротор” имеет запас 15.9 EPNдБ по отношению к требованиям Главы 3 стандарта ИКАО, т.е. запас 5.9 EPNдБ по отношению к требованиям Главы 4. Как следствие, для удовлетво-

Таблица 3. Скорость вращения для конфигураций открытого ротора

№	Конфигурация	Скорость вращения
1	(8 + 7)	Ω_0
2	(8 + 5)	$1.049\Omega_0$
3	(8 + 9)	$0.966\Omega_0$
4	(10 + 7)	$0.970\Omega_0$
5	$L = 0.85L_0$	$0.991\Omega_0$
6	$L = 1.15L_0$	$0.996\Omega_0$
7	$D_2 = 0.94D_0$	$1.022\Omega_0$
8	$D_2 = 0.9D_0$	$1.043\Omega_0$
9	$W = 0.9W_0$	$1.039\Omega_0$
10	$W = 1.1W_0$	$0.965\Omega_0$

Таблица 4. Сравнение уровней шума в пролетной сертификационной точке для различных конфигураций открытого ротора с базовой конфигурацией

№	Конфигурация	ΔSL , EPNдБ
1	(8 + 7)	0.0
2	(8 + 5)	3.7
3	(8 + 9)	-5.3
4	(10 + 7)	2.8
5	$L = 0.85L_0$	-1.0
6	$L = 1.15L_0$	-1.9
7	$D_2 = 0.94D_0$	-0.2
8	$D_2 = 0.9D_0$	-1.1
9	$W = 0.9W_0$	1.3
10	$W = 1.1W_0$	-3.4

рения требований перспективной Главы 14, которая входит в действие после 2017 года, такому самолету не хватает 1.1 EPNдБ. Это более пессимистичный результат, чем имеющиеся в литературе оценки запаса в 15–17 EPNдБ по сравнению с Главой 4 [2].

Важно отметить, что если не учитывать источника шума обтекания планера [27, 28], то расчет шума на местности для самолета с двигателем типа “открытый ротор” дает значение шума на посадке 93.0 EPNдБ вместо полученной величины 95.8 EPNдБ (для других сертификационных точек шум практически не меняется). В таком случае самолет удовлетворял бы Главе 14 с запасом 1.7 EPNдБ. Это означает, что при посадке важный вклад в шум на местности для такого самолета дает не только шум силовой установки, достаточно тихой при тяге, требуемой в этом режиме полета, но и шум обтекания планера.

Таблица 5. Уровни шума по трем сертификационным точкам для самой тихой из рассмотренных конфигураций

	Взлет, EPNдБ	Пролет, EPNдБ	Посадка, EPNдБ	Сумма, EPNдБ
(8 + 9)	92.2	89.7	95.8	277.7
Глава 3	98.2	93.7	101.8	293.6
Запас (8 + 9)	6.0	4.0	6.0	15.9
Исходный самолет с ТРДД	95.7	90.6	96.1	282.4

Для сравнения в табл. 5 также приведены сертификационные значения по шуму на местности в контрольных точках для исходного самолета с турбовентиляторными двигателями. Можно видеть, что на режиме посадки, где важную роль играет шум обтекания, для самолетов с обоими типами двигателей значения по шуму на местности практически совпали. На режимах взлета и пролета шум самолета с модельным двигателем типа “открытый ротор” оказывается ниже шума самолета с ТРДД предыдущего поколения.

ВЫВОДЫ

С использованием численного моделирования для простейшей геометрии открытого ротора (учитывающей в то же время основные особенности такого движителя) была выполнена оценка шума на местности для гипотетического самолета с двигателями типа “открытый ротор”. Было определено влияние различных геометрических параметров на шум на местности для открытых роторов, работающих на одинаковой тяге. Для самой тихой из рассмотренных конфигураций была выполнена оценка шума по трем сертификационным точкам и проведено сравнение с нормами ИКАО, демонстрирующее запас ~5.9 EPNдБ по отношению к нормам Главы 4. Это существенно более пессимистичный результат, чем имеющиеся в литературе оценки запаса в 15–17 EPNдБ по сравнению с Главой 4 [2]. В то же время оценка показывает принципиальную достижимость уровней шума Главы 14, представляющую многие годы весьма сомнительной после сертификации самолета Ан-70.

Необходимо, однако, иметь в виду, что на практике траектории полета самолета с двигателями типа “открытый ротор” могут отличаться от траекторий полета для самолета с турбовентиляторными двигателями, использованных при проведении расчетов в данной работе, в результате чего уровень шума может увеличиться. Учет эффектов взаимодействия открытого ротора с неоднородным полем течения вблизи планера самолета также будет приводить к увеличению шума. С другой стороны, даже самая тихая из рассмотренных конфигураций является, скорее всего, условно оптимальной, поскольку число рассмотренных конфигураций было достаточно ограниченным и про-

цедура оптимизации, использованная в данной работе, не учитывала одновременного влияния различных геометрических параметров. Таким образом, можно ожидать дальнейшего снижения шума для оптимальной конфигурации открытого ротора. Наконец, следует принимать во внимание необходимость снижения шума обтекания планера самолета, без чего для рассмотренного варианта силовой установки не удастся достичь величин снижения шума на посадке, соответствующих Главе 14.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ по соглашению №14.628.21.0006, уникальный идентификатор проекта RFMEFI62816X0006 (проект ASPIRE). Авторы из Санкт-Петербургского политехнического университета выражают благодарность Российскому Научному Фонду (грант 14-11-00060) за финансовую поддержку разработки улучшенной версии DDES [12].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Peake N., Parry A.B. Modern challenges facing turbomachinery aeroacoustics // *Annu. Rev. Fluid Mech.* 2012. V. 44. P. 227–248.
2. Van Zante D.E., Collier F., Arif Khalid S., Wojno J.P., Wood T.H. Progress in open rotor propulsors: The FAA/GE/NASA open rotor test campaign // *Aeronautical J.* 2014. V. 118. № 1208. P. 1181–1213.
3. Кузнецов В.М. Проблемы снижения шума пассажирских самолетов (обзор) // *Акуст. журн.* 2003. Т. 49. № 3. С. 239–317.
4. Ефимцов Б.М., Лазарев Л.А. Оценка эффекта останова отдельных шпангоутов на шум в салоне винтового самолета // *Акуст. журн.* 2015. Т. 61. № 4. С. 515–521.
5. Зверев А.Я. Механизмы снижения шума в салоне самолета // *Акуст. журн.* 2016. Т. 62. № 4. С. 474–479.
6. Ефимцов Б.М., Зверев А.Я. Акустическое поле в оболочке от двух синхрофазированных источников // *Акуст. журн.* 1992. Т. 38. № 4. С. 693–701.
7. Berton J.J. Empennage noise shielding benefits for an open rotor transport // 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 05–08 June 2011, Portland, Oregon. AIAA Paper 2011-2764.
8. Guo Y., Thomas R.H. System noise assessment of hybrid wing-body aircraft with open-rotor propulsion // *J. Aircraft.* V. 52. № 6. P. 1767–1779.

9. *Spalart P., Travin A., Shur M., Strelets M.* Initial noise predictions for open rotors using first principles // 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA Paper 2010-3793.
10. *Parry A.B., Vianello S.* A project study of open rotor noise // *Int. J. Aeroacoustics*. 2012. V. 11. № 2. P. 247–258.
11. *Spalart P.R., Deck S., Shur M.L., Squires K.D., Strelets M.Kh., Travin A.* A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities // *Theor. Comput. Fluid Dyn.* 2006. V. 20. № 3. P. 181–195.
12. *Shur M., Spalart P.R., Strelets M., Travin A.* An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows // *Flow, Turbulence and Combustion*. 2015. V. 95. № 4. P. 709–737.
13. *Kingan M.J., Ekoule C.M., Parry A.B., Britchford K.M.* Analysis of advanced open rotor noise measurements // 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 16–20 June 2014, Atlanta, GA, AIAA Paper 2014-2745.
14. *Копьев В.Ф., Тутарев В.А., Беляев И.В.* Разработка методологии расчета шума винтов с использованием суперкомпьютеров // *Ученые записки ЦАГИ*. 2014. Т. 45. № 2. С. 78–106.
15. *Belyaev I.V., Kopiev V.F., Pankratov I.V., Skvortsov R.A., Titarev V.A., Zaytsev M.Yu.* Comparison of rotor noise measurement results in large-scale and small-scale anechoic facilities // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 22–26 June 2015, Dallas, TX, AIAA Paper 2015-2986.
16. *Shur M., Strelets M., Travin A.* High-order implicit multi-block Navier–Stokes code: ten-years' experience of application to RANS/DES/LES/DNS of turbulent flows // 7th Symposium on Overset Composite Grids and Solution Technology, October 5–7, 2004, Huntington Beach, USA. Invited lecture.
17. *Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.Kh.* Noise prediction for increasingly complex jets. Part I: Methods and tests // *Int. J. Aeroacoustics*. 2005. V. 4. № 3–4. P. 213–246.
18. *Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.Kh.* Noise prediction for unexpanded jets in static and flight conditions // *AIAA Journal*. 2011. V. 49. № 9. P. 2000–2017.
19. *Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.Kh., Travin A.K.* Synthetic turbulence generators for RANS-LES interfaces in zonal simulations of aerodynamic and aeroacoustic problems // *Flow, Turbulence and Combustion*. 2014. V. 93. № 1. P. 63–92.
20. *Spalart P.R., Shur M.L.* On the sensitization of simple turbulence models to rotation and curvature // *Aerospace Science and Technology*. 1997. V. 1. № 5. P. 297–302.
21. *Brouwer H.H.* The scattering of open rotor tones by a cylindrical fuselage and its boundary layer // 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 30 May–1 June, 2016, Lyon, France, AIAA Paper 2016-2741.
22. *Беляев И.В.* Влияние пограничного слоя на фюзеляже самолета на шум винта // *Акуст. журн.* 2012. Т. 58. № 4. С. 425–433.
23. *Kingan M.J., Self R.H.* Open rotor tone scattering // *J. Sound Vibr.* 2012. V. 331. P. 1806–1828.
24. *Wisda D., Murray H., Alexander W.N., Nelson M.A., Devenport W., Glegg S.A.L.* Flow distortion and noise produced by a thrusting rotor ingesting a planar turbulent boundary layer // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 22–26 June 2015, Dallas, TX, AIAA Paper 2015-2981.
25. *van Oosten N.* SOPRANO Presentation // SOPRANO Workshop, 21–22 June 2007, Madrid, Spain.
26. *van Oosten N., Collin D.* NINHA: Noise impact of aircraft with novel engine configurations in mid- to high altitude operations // Proceedings of the 43rd International Congress on Noise Control Engineering “Inter Noise 2014”, 16–19 November 2014, Melbourne, Australia.
27. *Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Беляев И.В.* Исследование шума обтекания крупномасштабной модели крыла с механизацией // *Акуст. журн.* 2016. Т. 62. № 1. С. 95–105.
28. *Dobrzynski W.* Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve? // *J. Aircraft*. 2010. V. 47. № 2. P. 353–367.