

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА НЕСУЩЕГО ВИНТА С ПОМОЩЬЮ КОДА «ГЕРБЕРА»

Р.В. Акиншин¹, В.И. Воронцов¹, М.Ю. Зайцев¹,
В.А. Титарев^{1,2}, **Г.А. Фараносов¹**

¹ФАУ «ЦАГИ», Москва, *georgiy.faranosov@tsagi.ru*

²ФИЦ ИУ РАН, Москва

Шум на местности является одним из параметров, который необходимо оптимизировать при проектировании вертолетов нового поколения в виду все большего значения экологических аспектов их эксплуатации. Поэтому задача снижения шума вертолетных винтов является актуальной и востребованной. В связи с тем, что возможности акустического эксперимента для вертолетных винтов (в особенности для режима полета) весьма ограничены в связи с отсутствием в России заглушенных аэродинамических труб достаточного размера, перспективным выглядит использование численных методов применительно к задаче моделирования аэроакустических характеристик таких винтов и разработке методов их улучшения.

Первым шагом в направлении такого использования численных методов является их валидация с использованием доступных экспериментальных данных. В рамках настоящей работы исследована возможность использования вычислительного кода “Герберга” [1] для моделирования аэроакустических характеристик несущего винта на режиме висения, для которого имеется набор экспериментальных данных, позволяющий провести валидацию численного метода [2, 3]. Исходно параллельный вычислительный код “Герберга” развивался применительно к задаче моделирования тонального шума самолетных пропеллеров [4–6] с использованием суперкомпьютеров и был валидирован на экспериментальных данных, полученных на крупномасштабной и маломасштабной аэроакустических установках [5].

В настоящей работе с помощью кода “Герберга” проведено моделирование аэродинамических и акустических характеристик модельного двухлопастного вертолетного винта на режиме

висения. Моделирование проводилось на основе численного решения уравнений Эйлера, что позволяет, как показал опыт расчетов самолетных винтов, приемлемо воспроизводить интегральные аэродинамические характеристики и первые тональные составляющие шума.

Геометрия лопасти была аналогична той, которая рассматривалась в эксперименте [2]: лопасть была прямоугольной в плане, без крутки, диаметр винта составлял $D = 2.76$ м. Концевое число Маха составляло 0.55, угол установки лопасти 8° . Отметим, что аналогичная конфигурация рассматривалась в работе [3], но в ней проводилось моделирование лишь одной лопасти в рамках подхода, предложенного в [7], что не позволяло явным образом учесть взаимодействие между лопастями винта.

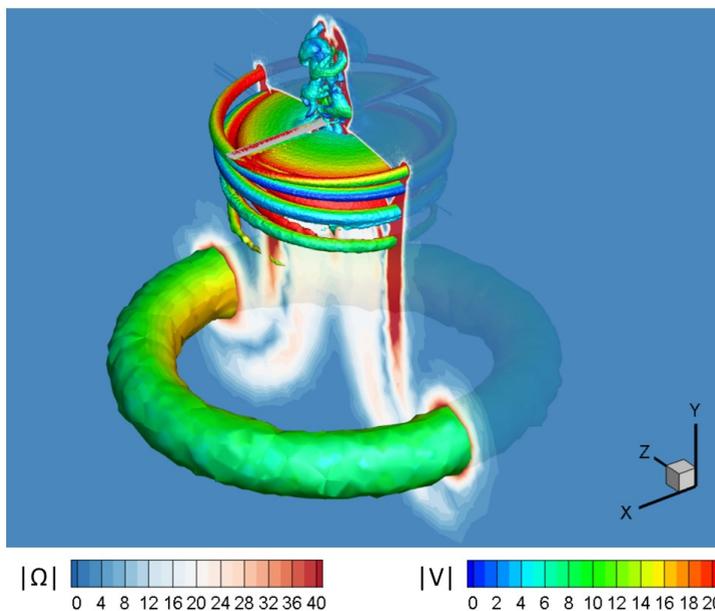


Рис. 1. Мгновенное поле вокруг винта после 10 оборотов; изоповерхности Q-критерия, подцветенные значением модуля скорости; поле модуля завихренности в плоскости $X=0$

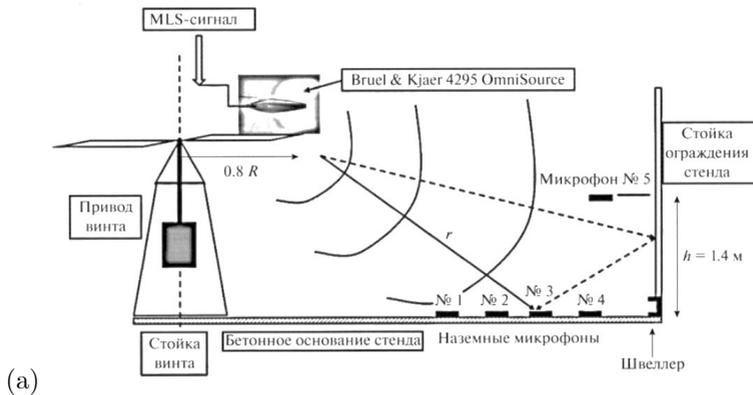
Расчеты проводились на неструктурированной сетке с тетраэдральными ячейками, состоящей из подвижной области вокруг винта и неподвижной внешней области. Общее число ячеек составляло около 55 млн. Нестационарное моделирование

выполнялось примерно для 10 оборотов винта, что существенно больше, чем для самолетных винтов. В качестве начальных данных для нестационарного расчета использовались результаты стационарного расчета, проводимого с большим шагом по времени. Необходимость длительного расчета при моделировании винта на режиме висения объясняется отсутствием набегающего потока, сносящего возмущения: винт сам создает течение в окружающем пространстве. На рис. 1 показана типичная картина мгновенного поля течения вокруг винта после примерно 10 оборотов. Хорошо заметен так называемый стартовый вихрь, имеющий вид вихревого кольца. Как видно, за время моделирования стартовый вихрь отделился от плоскости вращения винта чуть более чем на один калибр и все еще оказывает влияние на поле течения около винта. В частности, влияние стартового вихря выражается в виде индуцированного кольцом поля скорости, приводящего к некоторому уменьшению тяги винта, которое тем более заметно, чем ближе стартовый вихрь к плоскости винта.

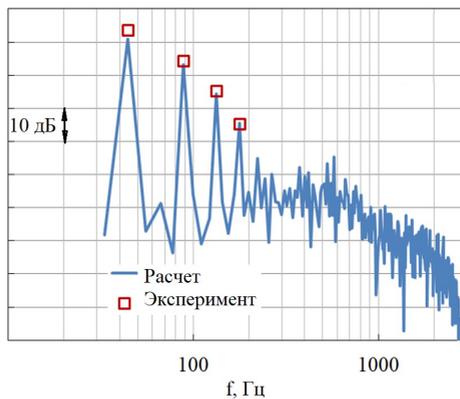
В результате моделирования получено, что значение тяги в расчете занижено примерно на 13%, а крутящего момента – на величину около 20%. Занижение тяги отчасти связано с эффектом стартового вихря и может быть уменьшено за счет более длительного времени моделирования, а занижение крутящего момента – с использованием уравнений Эйлера и не учетом вязкой компоненты аэродинамической силы, дающий вклад в интегральное значение момента.

Далее был выполнен расчет звукового поля как вблизи винта – для сравнения с данными измерений [3], так и в дальней зоне, представляющей интерес с практической точки зрения. Сравнение с экспериментом показало неплохое совпадение расчета для первых 4-х тональных компонент: основной (на частоте следования лопастей), и ее трех гармоник (рис. 2).

В дальнейшем поле был проведен анализ направленности тонального шума, а также анализ вклада различных механизмов шумообразования: шума вытеснения и шума нагрузки.



(а)



(б)

Рис. 2. (а) – схема эксперимента [2, 3], (б) – сравнение уровней тональных компонент шума, полученных в расчете и эксперименте [2, 3] (микрофон N.4)

Представленный метод может быть использован для исследования влияния геометрических модификаций лопасти винта на структуру низкочастотного тонального шума.

Для валидации кода «Гербера» использовались, в том числе, данные экспериментов, проведенных в УНУ «Заглушенная камера с потоком АК-2» ФАУ «ЦАГИ», модернизируемой при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ по соглашению N.075-11-2021-066.

Данная работа выполнена при частичной поддержке гранта Российского научного фонда (проект N.21-71-30016).

Литература

1. В.А. Титарев. Программный комплекс “Гербера” для расчета аэроакустических характеристик воздушных самолетных винтов. Свид. о регистрации программ N 2020616696 от 22.06.2020.
2. В.Ф. Копьев, М.Ю. Зайцев, Н.Н. Остриков, С.Л. Денисов, С.Ю. Макашов, В.А. Аникин, В.В. Громов. Об определении акустических характеристик моделей несущих вертолетных винтов на открытом стенде. Акуст. журн., Т.62(6), 2016, с. 725–730.
3. В.Ф. Копьев, М.Ю. Зайцев, В.И. Воронцов, С.А. Карабасов, В.А. Аникин, Расчет шума несущего винта вертолета и его экспериментальная проверка на режиме висения. Акуст. журн., Т.63(6), 2017, с. 651–664.
4. И.В. Беляев, В.Ф. Копьев, В.А. Титарев. Разработка нового подхода к расчету шума винтов с использованием суперкомпьютеров. Уч. зап. ЦАГИ, Т.XLV(2), 2014, с. 78–106.
5. I. Belyaev, V.F. Kopiev, I.V. Pankratov, R.A. Skvortsov, V.A. Titarev, M.Yu. Zaytsev. Comparison of rotor noise measurement results in large-scale and small-scale anechoic facilities. 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2015, AIAA paper 2015-2986.
6. В.А. Титарев, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, А.С. Батраков. Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета. Акуст. журн., Т.64(6), 2018, с. 737–751.
7. A.S. Morgans, S.A. Karabasov, A.P. Dowling, T.P. Hynes. Transonic helicopter noise. AIAA J., V.43(7), 2005, p.1512–1524.