

ШУМ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ВЕРТОЛЁТА ПРИ ДОЗВУКОВОМ РЕЖИМЕ ОБТЕКАНИЯ: ПОСТАНОВКА, РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ, АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЁТА

Используя современную модель распространения малых возмущений от тонкого крыла, выполнен расчёт задачи о генерации звука лопастью винта вертолёт при дозвуковом режиме течения. Изучен уровень генерируемого шума для различных толщин лопасти винта. Получено хорошее соответствие расчётных данных с экспериментальными результатами.

1. Постановка задачи

В данной работе рассматривается тонкое удлинённое крыло, взаимодействующее с набегающим на него потоком рис.1. Скорость набегающего потока линейно зависит от удлинения крыла, т.е. радиуса вращения лопасти: $V = V(z)$. Используя общепринятые обозначения, координату вдоль удлинения лопасти обозначим через z . Координаты x, y определяют соответственно направление вдоль и поперёк хорды поперечного сечения лопасти.

Пусть набегающий поток имеет распределение скорости

$$V = V(U_\infty, z) \quad (1)$$

Уравнение, описывающее распространение малых возмущений от тонкого крыла, имеет вид [1]:

$$\nabla^2 \phi' - \frac{1}{a_\infty^2} \frac{\partial^2 \phi'}{\partial t^2} = M_1^2 \left\{ (1 + (1 + \gamma) \phi'_x) \phi'_{xx} + \frac{2}{U} \phi'_{xt} \right\} \quad (2)$$

Здесь ϕ' - потенциал малых возмущений, $a_\infty, U_\infty = U$ - скорость звука и скорость набегающего потока соответственно. Граничное условие на поверхности крыла, заданной

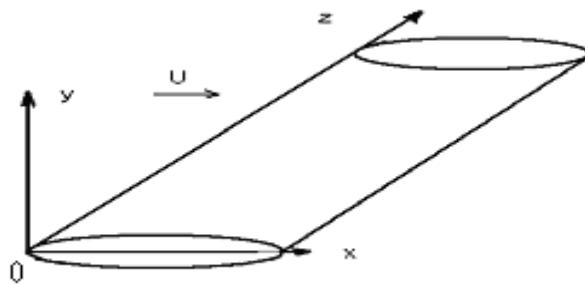


рис.1 Кривой профиль в потоке

уравнением $F(x, y, z) = 0$, запишется:

$$F_t + \bar{v} \nabla F = 0 \quad (3)$$

Для несимметричного крыла необходимо выполнение условия Кута-Жуковского на задней кромке. Однако здесь рассматривается осесимметричное в поперечном сечении крыло, для которого это условие выполняется автоматически.

Предполагается, что до взаимодействия с лопастью винта поток был однородным, в котором малые возмущения отсутствуют:

$$\phi' = \phi'_t = 0, t = 0 \quad (4)$$

Таким образом, задача сводится к решению системы уравнений (2)-(3) с начальными условиями (4). Для решения этой системы уравнений используем численно-аналитический подход [2]. В результате расчёта получаем значение потенциала и его производных.

2. Коэффициент давления

На основе данных ближнего поля можно рассчитать коэффициент давления C_p . Используя подход, изложенный в работе [1], выражение для коэффициента давления запишется в виде:

$$C = -2 \cdot (\phi + k\phi) \quad (5)$$

Данные расчёта коэффициента давления (рис.2) показывают сложный характер

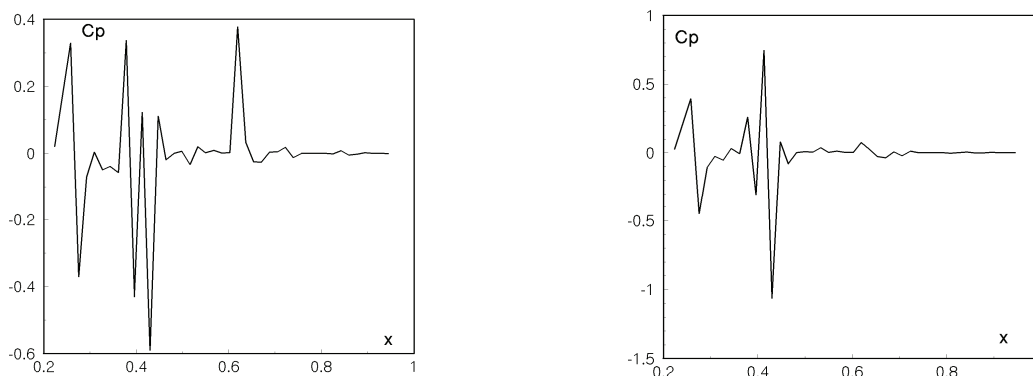


рис.2 Коэффициент давления $\delta = 0,04; 0,06$

распределения давления над крылом, $M=0.3, \Omega=3000$ об./м. Появляющиеся на графике пики для различных толщин крыла имеют несколько отличную форму и величину. Данное обстоятельство ещё раз говорит о том, что распределение энергии обтекаемого потока зависит от ряда факторов. Определяется оно толщиной лопасти, её формой и взаимодействием ряда аэродинамических переменных между собой. Так на рис.2 присутствует несколько первых пиков, за ними поток постепенно успокаивается, поскольку крыло сужается и тем самым менее возмущает поток. Появившиеся возмущения в дальнейшем движении ослабевают, не получая энергию возмущения потока.

3. Дальнее звуковое поле

Имея характеристики ближнего поля, можно выполнить расчёт дальнего (звукового) поля на основании следующей формулы [1]:

$$-M_1^2 \int_S \left[\frac{F}{R} \right]_{t^*} dS_x + \int_S [F_1]_{t^*} dS = 4\pi\phi'(x, t_1) \quad (6)$$

где

$$F = \phi'_x + \frac{1}{2}(1+\gamma)(\phi'_x)^2 + \frac{2}{U}\phi'_t, \quad F_1 = \frac{1}{R} \cdot \frac{\partial \phi'}{\partial n} + \frac{1}{Ra_\infty} \frac{\partial R}{\partial n} \frac{\partial \phi'}{\partial t} - \phi' \frac{\partial(1/R)}{\partial n} \quad (7)$$

Эта формула получена на основе известного соотношения [3]. Характер убывания звука в зависимости от расстояния до источника изучен в работе [4]. Он не зависит от диапазона скоростей обтекания крыла. Что же касается уровня излучения, расположения максимумов, их абсолютное значение, то здесь наблюдается непосредственная зависимость, как от кинематики течения, так и от геометрии обтекаемого тела. Чем меньше скорость набегающего потока, тем ниже уровень генерируемого шума (рис.3). Это также относится и к толщине поперечного сечения лопасти: шум от лопасти тоньше менее интенсивный. Максимальные и минимальные значения по уровню практически совпадают со значениями для типичного шума вертолёта [5]. Отличие нижнего уровня (минимум несколько выше по уровню) говорит о том, что в данной задаче расстояние, на котором произведен расчёт звукового поля ближе, чем в эксперименте. В выполненных расчётах шум исследовался в нескольких сантиметрах от лопасти. Необходимо также помнить, что здесь рассматривается идеальная среда. На самом же деле в среде присутствует незначительное затухание звука, что также несколько занижает экспериментально наблюдаемый уровень шума.

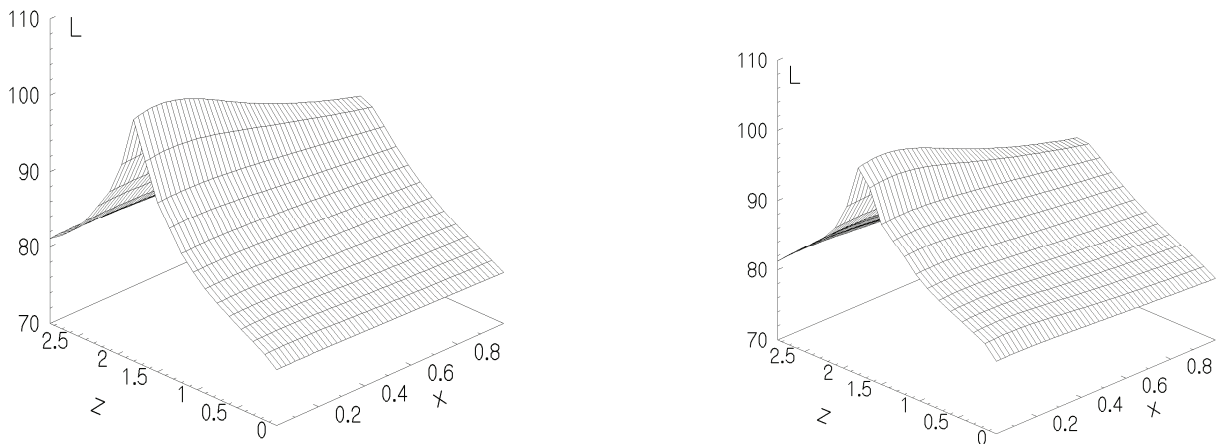


Рис.3 Уровень генерируемого шума: $\delta = 0,04; 0,06$

Спектр генерируемого при этом шума имеет следующий вид (рис.4). Первая (нулевая) мода по уровню порядка $L=77,78,80$ Дб для толщин $\delta = 0,04; 0,06$ соответственно. Максимум уровня шума находится на второй моде: $L=96,102,105$ Дб. Полученные результаты очень близки к данным в экспериментальных работах ряда учёных [3],[5]. Различие наблюдается по широкополосному шуму. Это потому, что в решённой задаче исследовалась лишь составляющая шума вращения, т.е. без учёта вихревого шума.

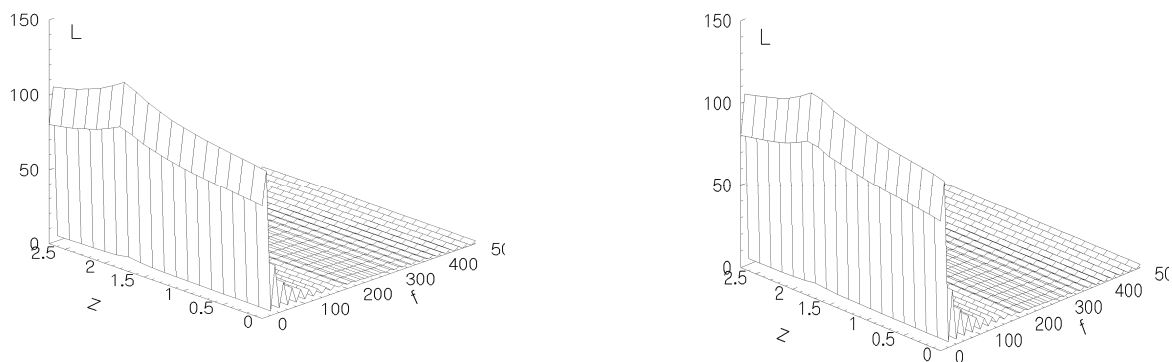


Рис. 4 Спектр генерируемого шума: $\delta = 0,04; 0,06$

Выводы

1. Решение задачи об обтекании лопасти винта вертолёта в дозвуковом диапазоне скоростей прямолинейным потоком показало, что характер поведения, форма звуковой волны зависят как от кинематики, так и геометрии набегающего потока.
2. Проведен анализ результатов вычислений генерируемого шума, который говорит о том, что используемая модель достаточно точно описывает шум вращения одиночной лопасти ротора.
3. Сквозной метод решения задачи, примененный в данной работе, существенно сокращает вычислительные затраты.

Список литературы

1. Лукьянов П.В. Нестационарное распространение малых возмущений от тонкого крыла: ближнее и дальнее поле // Акустичний вісник. т.12,3,2009,с.41-55.
2. Лукьянов П.В. Применение численно-аналитического метода для решения задач акустики // Збірн. Праць акуст.симпоз. Консонанс-2005.-К.: ІГМ НАНУ.-2005,с.225-230.
3. Голдштейн М.И. Аэроакустика. - М.: "Машиностроение",1981,296с.
4. Коул Дж.,Кук Л. Трансзвуковая аэродинамика. М: Мир,1989.-360с.
5. Авиационная акустика. // Под.ред.А.Г.Мунина.- М.: "Машиностроение",1986,244с.