

ШУМ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ВЕРТОЛЁТА ПРИ ДОЗВУКОВОМ РЕЖИМЕ ОБТЕКАНИЯ: АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ МОДЕЛЕЙ

Представлен анализ теоретических моделей шума вращения вертолёт, разработанных в рамках потенциальной теории. Указаны отличительные особенности этих моделей, границы их применимости, а также современное состояние дел (“state of art”) в данном направлении научных исследований.

Введение

Дозвуковое обтекание ротора характерно для низкоскоростных режимов полета: взлёта-посадки летательного аппарата (ЛА). Изучение дозвукового режима важно ещё и потому, что здесь происходит зарождение шума, получившего название шума вращения. Основную долю в спектр этого шума вносят источники монопольного и дипольного типа, которые появляются за счёт неоднородности геометрии лопасти и флуктуирующей на ней силовой нагрузки.

Если вращение ротора равномерное, то воздействующие на него силы периодические. Следовательно, спектр шума винта имеет периодическую структуру. Дискретные частоты f_m этого спектра кратны произведению числа оборотов в секунду n_c на число лопастей n : $f_m = mn n_c$.

Шум вращения появляется по двум причинам. Одной из них является наличие приложенных к лопастям силы тяги, момента. Генерируемый шум такого типа имеет дипольную природу. Вторая причина связана с конечной толщиной лопасти. При вращении лопасть вытесняет из окружающей среды объём, равный объёму лопасти. Этот объём пульсирует с частотой вращения, генерируя шум. Объёмный шум эквивалентен простому акустическому источнику – монополю. Этот источник присутствует всегда, поскольку лопасть винта имеет конечную толщину. Интенсивность шума вращения зависит от геометрии и частоты вращения лопасти, кинематических характеристик течения.

Шум вращения, анализ существующих моделей, перспективы исследований.

1. Подход Гутина, его дальнейшее развитие

Первым успешным подходом расчёта шума вращения считаются работы Гутина [1],[2]. Гутин получил приближённую формулу, которой пользовались для оценки шума одновинтовых дозвуковых самолётов на протяжении ряда лет. Вкратце рассмотрим этот подход.

Известно, что на винт самолёта действуют силовые нагрузки (сила тяги винта P_0 и момент Q). Гутин предложил сносить силовые нагрузки на некоторый эффективный, средний, радиус ($R_c = 0,7 - 0,75R$ лопасти). Сила тяги, приложенная к винту, создаёт обратное действие (противодействие) на среду со стороны винта. Полагается, что звук, генерируемый при вращении, является результатом воздействия сосредоточенной силы на среду. Следуя этим рассуждениям, Гутин воспользовался формулой, полученной Лэмбом, для внешней распределённой силы с компонентами (X, Y, Z) , действующей на среду. В результате её применения для амплитуды звукового давления получается следующее выражение:

$$P = \frac{m\omega_1}{2\pi cr} \left[-P \cos \gamma + \frac{nc}{\omega_1 R^2} M \right] J_{mn}(kR \sin \gamma) - \text{уравнение Гутина,} \quad (1)$$

где ($R \cong R_c$), R_c - средний радиус.

Расчёт по формуле (1) даёт хорошее согласование с экспериментом для основных (первых) мод. Для более высоких гармоник расчёт по этой формуле хуже согласуется с экспериментальными данными. Причина такого несоответствия, скорее всего, в следующем. Во-первых, для моделирования звукового поля используется упрощенная модель, которая основана на известном решении неоднородного волнового уравнения в линейном приближении. Во-вторых, в правой части этого уравнения присутствуют упомянутые выше силовые нагрузки, под воздействием которых, полагается, генерируется звук. Первая из причин, линейная модель, понятна. Что же касается второй причины, то здесь необходимо дать некоторое пояснение.

Обратим внимание на вывод формулы для потенциала звукового давления от сосредоточенной силы, которые представлен в монографии Лэмба [3]. Производные от сосредоточенной силы с компонентами (X, Y, Z) оказываются в правой части линеаризованного волнового уравнения, полученного в терминах сжимаемости. А далее, в предположении гармоничности приложенных сил, уравнение упрощается так, что ни о каких нестационарных явлениях фактически речь не идёт. В полученном интегральном представлении присутствуют лишь компоненты внешней нагрузки (X, Y, Z) , а не их производные. Сразу же возникает логический вопрос: как же можно учесть малые нестационарные возмущения в потоке, которые генерируют звук? Ведь подставляемая сила тяги и момент, приложенные к винту, постоянны в формуле (1).

Сегодня известно, что звук аэродинамического происхождения генерируется не под воздействием постоянных нагрузок, а является результатом нестационарного, часто неустойчивого, их изменения. Однако в правой части уравнения Гутина, полученного для давления, не присутствуют малые возмущения основных характеристик течения, которые и являются источником звука. Иначе, на основании только что сказанного, физически такое уравнение не корректно.

В дальнейшем развитие теории Гутина шло по пути уточнения нагрузок, прилагаемых к лопастям, разделения области существования поля на две части, усложнения формы лопасти и т.д. [4-7]. Но все эти усовершенствования остались в рамках основополагающих идей Гутина. Использование теории Гутина можно ещё встретить в некоторых работах конца 60-х, начала 70-х годов прошлого столетия. Однако, с развитием вычислительных методов, численных схем учёные стали всё чаще и чаще использовать более сложные математические модели. Об этом речь пойдёт в следующем подразделе.

2. Уравнение Кармана – Гудерля в задачах аэроакустики

Звук аэродинамического происхождения, как уже упоминалось выше, имеет несколько иной характер, чем чисто механические колебания твердого тела, лопасти винта. За основу его описания взято уравнение Кармана [7] - Гудерля [8]:

$$\left[1 - \frac{1}{M_1^2} + \varepsilon(\gamma + 1)f_\xi(\xi_0, \eta_0) \right] f_{\xi\xi}(\xi_0, \eta_0) - \frac{\lambda^2}{M_1^2} f_{\eta\eta}(\xi_0, \eta_0) = 0 \quad (2)$$

и его обобщение на трёхмерный нестационарный случай [10]:

$$\frac{k^2}{U^2} f_{\tau\tau} + \frac{1}{c^2} \left[1 - \frac{1}{M_1^2} + (1 + \gamma) \frac{\varepsilon f_\xi}{c} \right] f_{\xi\xi} + 2 \frac{k}{cU} f_{\xi\tau} - \frac{\lambda^2}{M_1^2} f_{\eta\eta} - \frac{1}{M_1^2 R^2} f_{\zeta\zeta} = 0. \quad (3)$$

Это уравнение описывает распространение малых возмущений от поверхности тонкого крыла: в потоке, взаимодействующим с крылом, генерируются малые нестационарные возмущения, которые, как было показано в [10], являются источником звука.

Однако уравнение Кармана - Гудерлея поначалу использовалось не для описания генерации звука, а лишь для изучения малых возмущений от крыла. Считалось, что аэродинамически тонкое тело способно генерировать малые возмущения, при определенных условиях которые переходят в ударную волну. Изучением данного вопроса занимались аэродинамики на протяжении нескольких десятков лет. Лишь позднее выяснилось, что как раз эти малые возмущения и являются источником звука. Ударные волны, локально возникающие в том или ином месте, лишь дополнительно усиливают звук. Этот факт стал отправным для использования данной теории для моделирования шума от тонкого крыла, поскольку, во-первых, она способна учесть нелинейные эффекты, что в принципе не возможно для существующих упрощённых линейных приближений в акустике. Во-вторых, сегодня уже ясно, что не лопасть колеблется как таковая, а поток непосредственно, встречая жесткую границу.

На протяжении ряда последующих лет учёные при расчёте шума винта вертолётa поступали так. Выполняли расчёт ближнего поля, пользуясь теорией малых возмущений, а после этого подставляли полученные данные ближнего поля в интегральное представление для дальнего поля. Считалось, что в дальнем поле нелинейность возмущений слаба, поэтому можно смело пользоваться данными ближнего поля. Однако для этого необходимо было выполнить расчёт по полю на такое расстояние, где нелинейность несущественна.

Но малые возмущения от тонкого крыла и звук по физической сути одно и то же или нет? Объяснение было следующее: уравнение малых возмущений в теории тонкого крыла и линейное приближение в аэроакустике похожи, следовательно, можно приближённо воспользоваться данными ближнего поля в интегральном представлении. Но это справедливо лишь тогда, когда речь идёт об одних и тех же физических явлениях.

Изучению данного вопроса была посвящена работа [10]. В ней в частности показано, что в рамках имеющейся физической модели распространения малых возмущений от тонкого крыла, эти возмущения являются ни чем иным, как непосредственно звуковыми волнами. Нелинейный характер звуковых волн учтён как в описании ближнего поля, так и в интегральном представлении для дальнего поля. Данный аспект позволил использовать результаты расчёта ближнего поля в непосредственной близости от лопасти винта, что существенно сократило расчёт задачи в целом.

В Части 2 приводится математическая постановка задачи, результаты расчёта для дозвукового режима обтекания потоком крыла в зависимости от толщины поперечного сечения лопасти.

Выводы

1. Выполнен анализ существующих потенциальных теорий, которые моделируют шум вращения ротора вертолётa.
2. Указаны отличительные особенности этих моделей, границы их применимости, а также показано современное состояние исследований в этой области, пути развития.

Список литературы

1. Л.Я. Гутин О звуковом поле вращающегося винта // ЖТФ, т.6, вып.5, 1936;
2. Гутин Л.Я. О "звуке вращения" воздушного винта // ЖТФ, т.12, вып.2-3, 1942.
3. H.Lamb, Hydrodynamics, Sixth edition. Cambridge University Press. 1975, 752p

4. *Hubbard H., Regier A.* Free-space oscillating pressure near the tips of rotating propeller // NASA, Rep.996,1950.
5. *Ernsthausen W., Willms W.*,Uber die Berechnung des Schallfeldes einer Luftschraube. Akusische Zeitschrift,Heft1,1939.
6. *Непомнящий Е.И.* Исследование и расчет звукового воздушного винта // „Труды ЦИАМ”, вып.39, М.,Оборонгиз,1941.
7. *Непомнящий Е.И.* Зависимость звука воздушного винта от его аэродинамических и конструктивных параметров.// Изв.Ленинградского электротехнического института,вып.28,1955.
8. *Karman T., von.* The similarity law of transonic flow // Journal of Math. And Physics. -1947.- 6,N3.-p.182-190.
9. *Guderley G.:* Considerations of the Structure of Mixed Subsonic and Supersonic Flow Patterns, Wright Field Report, F-TR-2168-ND, October 1947.
10. *Лукьянов П.В.* Нестационарное распространение малых возмущений от тонкого крыла: ближнее и дальнее поле // Акустичний вісник. т.12,3,2009,с.41-55.