

ИСТОЧНИКИ СТАТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ ДАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА: ТЕОРИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТ

Бубнов Евгений Яковлевич

к.т.н., доцент

ФГБОУ ВО «Волжский государственный
университет водного транспорта»

Аннотация: В работе анализируются возможные механизмы генерации аэродинамических полей давления, создаваемых летательными аппаратами в процессе движения, и анализируется теоретическая модель одного механизма. Приводятся результаты обработки экспериментальных измерений характеристик низкочастотных полей давления самолетов и выполняется сравнение с теоретической моделью.

Ключевые слова: летательные аппараты, аэродинамика, поле давления, теория, эксперимент.

SOURCES OF STATIC PRESSURE FIELDS OF THE AIRCRAFT: THEORY AND EXPERIMENT

Bubnov Evgeny Yakovltvich

Abstract: The paper analyzes the possible mechanisms of generating aerodynamic pressure fields created by aircraft during movement, and analyzes the theoretical model of one mechanism. The results of processing experimental measurements of the characteristics of low-frequency pressure fields of aircraft are presented and compared with the theoretical model

Key words: aircraft, aerodynamics, pressure field, theory, experiment

Акустические поля летательных аппаратов (ЛА) детально исследовались в диапазоне частот десятки герц – десятки тысяч герц в задачах снижения шумности воздушного транспорта. [1-2]. Изучению аэродинамических (нераспространяющихся) полей давления воздушных объектов уделено мало внимания, хотя эта проблема представляет научный интерес в связи с малоисследованными ранее физическими механизмами возбуждения и

отсутствием в литературе соответствующих экспериментальных данных. Прикладной характер этих исследований заключается в определении влияния и воздействия таких инфразвуковых сигналов на живые организмы и сооружения. Цель настоящей работы заключается в теоретическом обосновании одного механизма возникновения статических полей давления летательных аппаратов и его экспериментальном обнаружении.

Локальные изменения давления и скорости движения частиц среды движущимся летательным аппаратом вызываются несколькими физическими причинами.

Одним из механизмов является стационарное силовое воздействие на газовую среду со стороны крыла движущегося самолета. Этот источник возбуждения обладает зависимостью амплитуды давления от угла наблюдения [3]. Пространственное распределение давления описывается при этом функцией косинуса с максимумом в направлении действия подъемной силы.

Другим источником возникновения аэродинамического поля давления могут быть процессы обтекания потоком газа фюзеляжа самолета, но в связи с тем, что корпус ЛА имеет обтекаемую форму, такой возмущения давления будут проявляться в непосредственной близости от движущегося объекта.

Следующей причиной локального изменения характеристик среды является течение турбулентной струи, создаваемой турбореактивным двигателем или винтом. Теоретическое исследование этого механизма приведено в работах [4-6]. Суть этого явления состоит в том, что при истечении струи возникает вторичное течение окружающего газа, которое характеризуется пространственным распределением полей давления и скорости. Приведем кратко расчет этого течения.

Введем согласно [4] сферическую систему координат r , θ , φ , начало которой находится в точке выхода осесимметричной струи, а угол θ будем отсчитывать от оси струи. Из-за аксиальной симметрии струи скорость потока в направлении угла φ равна нулю. Штрихпунктирной линией показана усредненная граница турбулентной струи, угол α приблизительно равен 12.5° [5].

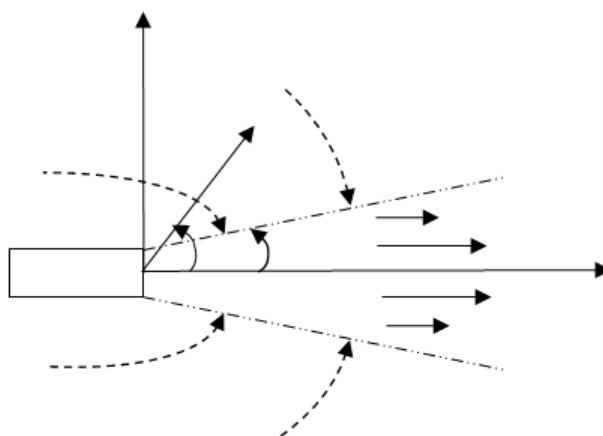


Рис. 1. Система координат и схема течения газа в струе (сплошные линии) и вне струи (пунктирные линии)

Вне струи движение газа описывается уравнениями потенциальности и непрерывности. Тогда для скоростей v_r и v_θ соответствующие формулы имеют следующий вид [4]

$$\frac{\partial v_r}{\partial \theta} - \frac{\partial}{\partial r}(r v_\theta) = 0, \quad \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r^2 v_r) + \frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial}{\partial \theta}(v_\theta \sin \theta) = 0 \quad (1)$$

Граничные условия для системы "струя – окружающий газ" можно записать в следующей форме:

$$\begin{aligned} \theta = \pi, v_\theta &= 0, \\ \theta = \alpha, v_\theta &= v_\alpha(r), \end{aligned} \quad (2)$$

где $v_\alpha(r) = -0.3v_0 \frac{r_0}{r}$ находится из решения задачи о течении внутри турбулентной струи [4] (r_0 – радиус отверстия, v_0 – начальная скорость истечения струи).

Поскольку в основной струе параметры течения изменяются по степенным законам, то и решения уравнений (1) находится в виде

$$v_\theta = \frac{f(\theta)}{r^m}, \quad v_r = \frac{F(\theta)}{r^m}, \quad (3)$$

где $m = 1$ для осесимметричного течения. Фактически параметр m характеризует геометрическое ослабление осевой скорости газа в турбулентной струе.

Подставляя выражения (3) в соотношения (1), интегрируя полученное уравнение с учетом граничных условий (2) и используя уравнение Бернулли, получаем следующую формулу для неоднородного давления во вторичном

$$p = p_{\infty} - \frac{\rho}{2} \left(\frac{0.6 r_0 v_0 \sin \alpha \cos \frac{\theta}{2}}{r \sin \theta (\cos \alpha + 1)} \right)^2, \quad (6)$$

где p_{∞} - атмосферное давление

На рис. 2 приведена расчетная кривая изменения давления газа во вторичном потоке относительно системы координат, связанной с неподвижной средой. Можно отметить следующую особенность в поведении кривой. При удалении летательного аппарата мимо точки регистрации давление во вторичном потоке асимптотически стремится не к атмосферному давлению, как следовало ожидать из физических представлений, а к некоторой фиксированной величине. Следовательно, необходимо провести уточнение физической и математической моделей струи, в частности, физическую модель можно дополнить условием неизобарного характера окружающей среды.

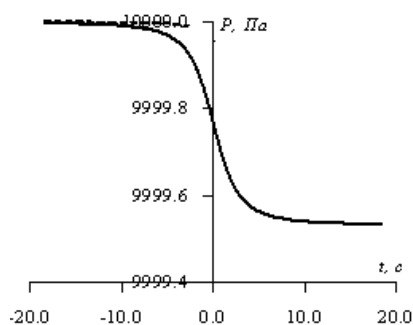


Рис. 2. Изменение во времени статического давления газа во вторичном потоке, создаваемого движущейся струей относительно неподвижного наблюдателя. Скорость течения турбулентной струи $v_0 = 300$ м/с, радиус сопла $r_0 = 0.25$ м

Отмечается следующая особенность поведения теоретической кривой. При удалении летательного аппарата мимо точки регистрации давление во вторичном течении асимптотически стремится не к атмосферному давлению, как следует ожидать из физических представлений. Такое поведение можно объяснить тем, что в расчетной модели турбулентная струя занимает неограниченный объем и действительно в расчетах продольный размер струи не входит.

Цель экспериментальных исследований заключалась в обнаружении статических полей давления вызванных истечением струй при взлете самолетов.

Датчик статического поля давления должен принимать сигнал на нулевой частоте, если измерения производят в системе координат, связанной с источником. В случае движения ЛА мимо неподвижного датчика величина статического давления будет изменяться во времени в соответствии с его пространственным распределением. Таким образом, в спектре давления кроме постоянной компоненты появляется переменная составляющая сигнала, для приема которого использовался инфразвуковой микрофон. Сигналы с датчика регистрировались на аналоговом магнитографе НО-68. Последующая обработка сигналов после преобразования в цифровую форму проводилась на персональном компьютере.

На рис. 3 приведена осциллограмма давления, создаваемого при взлете турбореактивным самолетом.

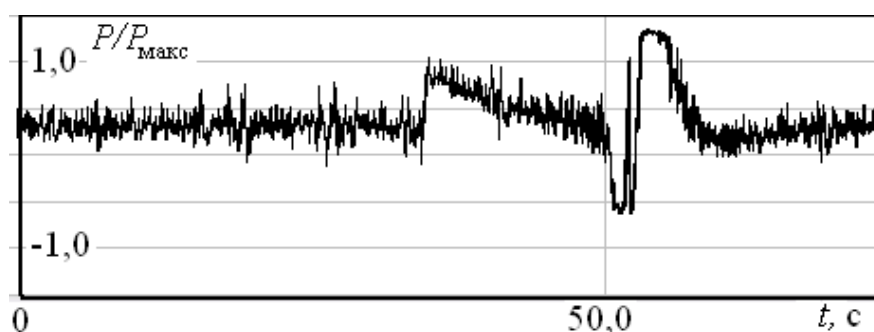


Рис. 3. Нормированная осциллограмма статического давления турбореактивного самолета при взлете

Анализ осциллограммы показывает, что при движении самолета мимо точки регистрации наблюдается интенсивное низкочастотное изменение давления, которое состоит из двух разных частей. С учетом привязки времени к прохождению ЛА мимо точки регистрации первую часть кривой можно отождествить с изменением давления, вызванного подъемной силой крыла, а вторую часть — с истечением струи. Характерное время изменения сигнала составляет 20 - 25 с.

Таким образом, в работе проведен анализ физических моделей возникновения аэродинамического поля давления движущихся самолетов, и экспериментально обнаружены низкочастотные возмущения давления, появление которых можно объяснить появлением вторичного течения газа и подъемной силой крыла.

Список литературы

1. Мунин А.Г., Самохин В.Ф., Шипов Р.А. и др.// Авиационная акустика. В 2-х ч. Ч. 1. Шум на местности дозвуковых пассажирских самолетов и вертолетов. Машиностроение. М., 1986. 248 с.
2. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – 4-е изд., перераб. и дополн., М.: Наука, Гл. ред. физ-мат. лит., 1973. 848 с.
3. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Гидродинамика. – 3-е изд., перераб., - М.: Наука, Гл. ред. физ-мат. лит., 1986. 736 с.
4. Теория турбулентных струй / Абрамович и др.. Изд. 2-е, перераб. и доп/ Под ред. Г.Н. Абрамовича. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1984. 700 с.
5. Гиневский А.С. Теория турбулентных струй и следов – М.: Машиностроение, 1969. 470 с.

© Е.Я. Бубнов, 2022