

Список литературы:

- [1] Невский В. // ISON- Большая комета из России. Журнал Небосвод, 2012. №10. С. 6–9.
[2] Понпамперума С.// Кометы и происхождение жизни: Пер. с англ. Д.Б. Кирпониной, В.В.Рябина – М.: Мир, 1984.

Е.Я. Бубнов
ФГБОУ ВО «ВГУВТ»
В.В. Гуцин
ФГБНУ «НИРФИ»

СТАТИЧЕСКОЕ ПОЛЕ ДАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА

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

В работе анализируются возможные механизмы генерации аэродинамических полей давления в атмосфере, создаваемые летательными аппаратами при их движении и приводятся соответствующие теоретические модели. На основе проведенных полевых измерений обсуждаются результаты экспериментальных исследований временных характеристик инфразвуковых полей давления гражданских воздушных судов.

Введение

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

Анализ теоретических моделей возникновения статических полей давления самолетов

При движении летательного аппарата возмущения газовой среды в виде локальных изменений давления или скорости движения частиц среды вызываются следующими причинами. Одним из таких механизмов является силовое воздействие на среду в системе «крыло – среда» или «винт – среда» движущегося самолета или вертолета. Другим источником возникновения низкочастотного поля давления может быть процессы обтекания потоком газа фюзеляжа летательного аппарата, но в связи с тем, что планеры летательных аппаратов имеют обтекаемую форму, этот аэродинамический источник возмущения будет проявляться в непосредственной близости от объекта. Необходимо отметить еще один возможный источник локального возмущения давления, создаваемого ЛА. Турбулентное истечение газовой струи, созданное работой турбореактивного двигателя или винта самолета, вызывает дополнительное течение окружающего газа к струе. Теоретический расчет характеристик статического давления, обусловленного этим вторичным течением, выполнен в работах [3, 4] и проводится ниже.

Для решения задачи введем 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. Штриховой линией показана усредненная граница турбулентной струи, угол α приблизительно равен 12.5° [3].

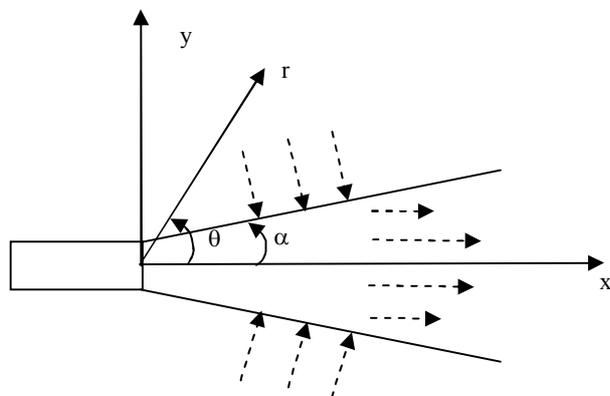


Рис. 1. Система координат и схема течения газа в струе и вне струи (пунктирные линии – линии течения газа).

Вне струи движение газа будем считать потенциальным и неразрывным. Тогда для составляющих скорости v_r и v_θ можно записать следующие уравнения [3].

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

Граничные условия для системы «струя – окружающий газ» имеют вид:

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

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

Из-за соображения подобия компоненты скорости v_r и v_θ являются только функциями от r, θ и могут быть представлены в следующем виде

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

Подставим выражения (3) в соотношения (1) и проинтегрируем полученное уравнение с учетом граничных условий. Тогда получаем следующую формулу для величин $f(\theta)$ и $F(\theta)$

$$f(\theta) = -0.3r_0v_0 \frac{\sin \alpha (\cos \theta + 1)}{\sin \theta (\cos \alpha + 1)}, \quad F(\theta) = -0.3r_0v_0 \frac{\sin \alpha}{\cos \alpha + 1} \quad (4)$$

Полная скорость течения газа вне струи с учетом выражений (4) определяется по формуле.

$$v = \sqrt{v_{\theta}^2 + v_r^2} = \frac{0.6 r_0 v_0 \sin \alpha \cos \frac{\theta}{2}}{r \sin \theta (\cos \alpha + 1)} \quad (5)$$

Соотношение (5) описывает закон изменения скорости газа вне основной струи, что вызывает в соответствии с уравнением Бернулли неоднородное поле давления в среде.

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

где p_{∞} – атмосферное давление

В системе координат, связанной с неподвижной средой, изменение во времени статического давления, создаваемого движущимся с ускорением самолетом, приведено на рис. 2 (кривая *a*).

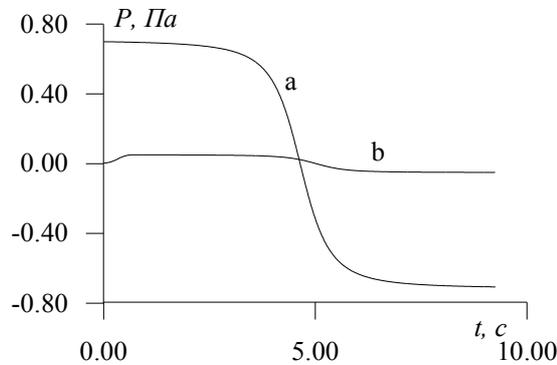


Рис. 2. Изменение во времени статического давления, создаваемого струей движущегося самолета. Кривая *a* – полная полоса частот, кривая *b* – полоса частот 1–10 Гц. Конечная скорость движения ЛА – 300 км/ч.

Из анализа кривой *a* рис. 2 можно сделать замечание о приближенном характере рассмотренной теоретической модели. При удалении вдоль струи статическое давление стремится к фиксированному значению, хотя по физическому смыслу на больших удалениях оно должно стремиться к нулю. Такой вид изменения давления получается из-за того, что по мере расширения основной струи объем окружающего газа, входящего в струю, стремится к бесконечности, что и поддерживает отмеченную тенденцию к стабилизации статического давления при удалении [3]. На самом деле струя занимает ограниченный объем в пространстве и указанный механизм образования статического давления должна иметь локальный характер в окружающем пространстве.

Методика проведения эксперимента и результаты измерений

Цель экспериментальных исследований заключалась в обнаружении статических полей давления вызванных истечением струй при движении реактивного и винтового самолетов.

Датчик статического поля давления должен принимать сигнал на нулевой частоте, если измерения производят в системе координат, связанной с самолетом. В случае движения ЛА мимо неподвижного датчика величина статического давления будет изменяться во времени в соответствии с его пространственным распределением. Та-

ким образом, в спектре давления кроме постоянной компоненты появится переменная низкочастотная часть спектра, для приема которой можно использовать инфразвуковой датчик. В эксперименте использовался низкочастотный электретный микрофон М-5, имеющий диапазон частот 0.2 – 1000 Гц. Сигналы с приемников после усиления регистрировались на аналоговом магнитографе НО-68. Последующая обработка сигналов проводилась на персональном компьютере.

На рис. 3 приведена нормированная осциллограмма давления, создаваемого взлетающим двухвинтовым самолетом на расстоянии 80 м от ВПП.



Рис. 3. Нормированная осциллограмма статического давления взлетающего самолета.

При прохождении самолетом точки минимального расстояния до датчика наблюдается интенсивное низкочастотное изменение давления. Характерное время изменения сигнала составляет приблизительно 6 с, что согласуется с нижней граничной частотой приема датчика. Возникновение этого давления можно отождествить с рассмотренным в теоретической части процессом вторичного течения окружающей среды в струю, создаваемую винтами самолета. Механизм возникновения аэродинамического давления, вызванного подъемной силой крыла является несущественным при взлете ввиду малой величины подъемной силы крыла (самолет еще движется по ВПП).

На рис. 4 приведена нормированная осциллограмма давления, принятая при пролете над ВПП четырехвинтового самолета.

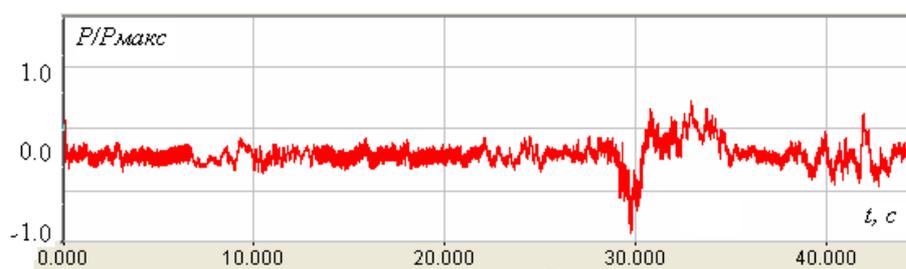


Рис. 4. Нормированная осциллограмма статического давления пролетающего самолета.

Как и в предыдущем случае на рис. 4 наблюдается низкочастотное изменение во времени давления при пролете самолетом мимо точки минимального расстояния до датчика. В данном случае возникновение аэродинамического давления возможно за счет действия двух механизмов: силовой реакции на среду со стороны крыла и вторичного течения среды в турбулентную струю винтов.

Аналогичные экспериментальные результаты получены для взлета и пролета самолетов с турбореактивными двигателями.

Таким образом, определены механизмы генерации аэродинамических полей давления летательных аппаратов и экспериментально обнаружены инфразвуковые возмущения давления при взлете и пролете самолетов.

Список литературы:

- [1] Ганабов В.И., Власов Е.В., Ефимцев Б.М. и др. // *Авиационная акустика*. Машиностроение. М., 1973. 448 с.
- [2] 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.
- [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 Г.Н. и др.. Изд. 2-е, перераб. и доп/ Под ред. Г.Н. Абрамовича. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1984. 700 с.

Н.А. Дугин, Г.Р. Беляев
ФГБОУ ВО «ВГУВТ»

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЛНОВОДНЫХ СВЧ УСТРОЙСТВ ИЗ УГЛЕКОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Ключевые слова: углекомпози́тные материалы, волноводы, рупорная антенна

В данной статье представлены результаты исследований в области изготовления волноводных СВЧ-устройств из углекомпози́тных материалов.

В антенной технике и радиотехнике до настоящего времени углекомпози́тные материалы используются в основном для изготовления несущих конструкций, как непроводящие материалы. В данной работе ставилась задача использовать проводящие углекомпози́тные материалы для изготовления антенн и антенно-фидерных устройств.

Углекомпози́тные материалы обладают рядом преимуществ перед металлическими аналогами:

- нечувствительность к изменению температуры – малый коэффициент расширения,
- возможность создания требуемой проводимости за счет графеновых добавок,
- меньший вес.

Эти свойства углекомпози́тных материалов дают преимущества при создании антенн и могут быть использованы при разработке космических, а также крупных наземных зеркальных антенн, поскольку позволяют:

- создать антенны, нечувствительные к резким перепадам температур,
- облегчить конструкцию зеркала для уменьшения весовых нагрузок, что способствует увеличению жесткости конструкции,
- создать «гладкую» поверхность для расширения рабочего диапазона в миллиметровую область частот,
- увеличить проводимость поверхности зеркала антенны, т.е. довести КПД до предельно возможных значений,

Те же требования относятся к антенно-фидерным устройствам, которые используются в качестве облучателей зеркальных антенн и передающих трактов.

Было изготовлено три антенны С-диапазона из разных углекомпози́тных материалов и исследованы их радиочастотные характеристики: