

УДК 533. 69.01

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ МЕТОДИКИ ИССЛЕДОВАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ НАГРУЗКИ НА КОЛЕБЛЮЩИХСЯ КРЫЛЬЯХ

ВОЛОГОДСКИЙ В. В., ИВАНОВ В. В., ЛАГУТИН В. И.,
ТОТИАШВИЛИ Л. Г., ТЮНИН Н. Н.

Рассмотрены методика и техника эксперимента, а также некоторые результаты исследования нестационарного давления на поверхности прямоугольного крыла, совершающего колебания с угловой амплитудой $\alpha^* = 3^\circ$ при числе Струхала $p^* = 0,113$ ($p^* = \omega b / v$, где ω^* — круговая частота, b — хорда крыла, v — скорость набегающего потока).

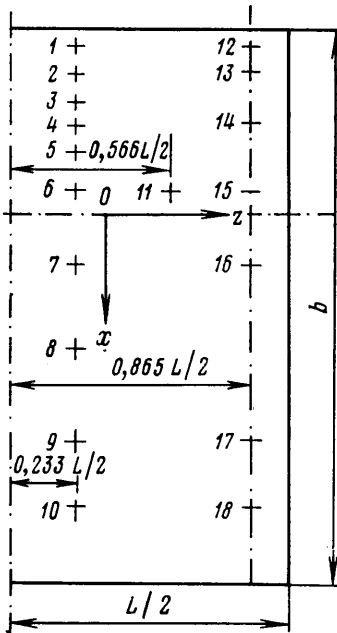
Особенностью использованной методики является совместное применение «метода мгновенных давлений» [1], в котором быстро меняющиеся давления в точках на поверхности крыла регистрируются совместно с параметрами его движения или изменяющимися параметрами потока, и метода раздельного определения аэродинамических производных [1, 2], в котором нагрузки на крыло определяются как при гармонических колебаниях крыла в потоке, так и при гармонических колебаниях потока.

По результатам испытаний определены комплексы аэродинамических производных распределений нагрузки (разностей давления в точках на верхней и нижней поверхности крыла, отнесенных к скоростному напору) и их раздельные значения.

При этом показано, что точность используемых элементов системы измерения (в том числе миниатюрных индуктивных преобразователей давления) позволяет применять данную методику для исследования тонких физических процессов нестационарной аэродинамики.

1. Известная методика определения раздельных значений аэродинамических производных моделей летательных аппаратов [1, 2] основана на измерениях нагрузок, действующих на эти модели при их гармонических колебаниях относительно вектора скорости набегающего потока, а также при гармонических колебаниях вектора скорости набегающего потока относительно оси модели.

В первом случае, когда во время испытаний реализуются значения производной угла атаки $\dot{\alpha}$ и угловой скорости $\dot{\omega}$ модели одинакового знака, определяются комплексы аэродинамических производных вида $P^\alpha - p^* P^\omega$; $P^{\dot{\alpha}} + P^\omega$, где P — аэродинамический коэффициент нагрузки (в частности, распре-



Фиг. 1

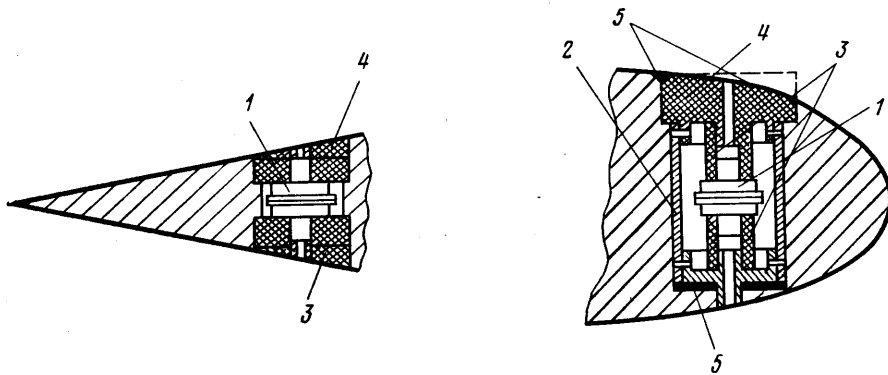
деленной нагрузки) P^α , $P^{\dot{\alpha}}$, P^ω , $P^{\dot{\omega}}$ — соответствующие аэродинамические производные коэффициента по углу атаки α , угловой скорости ω и их производным.

Во втором случае, когда во время испытаний знаки $\dot{\alpha}$ и $\dot{\omega}$ различны, определяются комплексы вида $P^\alpha + p^* P^\omega$, $P^{\dot{\alpha}} - P^\omega$.

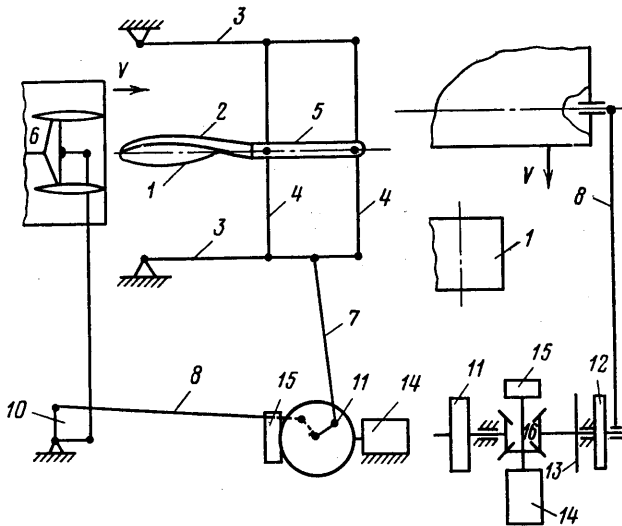
Из сумм и разностей указанных комплексов и определяются раздельные значения аэродинамических производных. Очевидно, что точность измерения комплексов определяет точность метода «разделения».

Реализация такой методики при определении интегральных аэродинамических характеристик (аэродинамических производных коэффициентов сил и моментов) [1, 3] и при обеспечении достаточно большой величины отношения длины волны изменения схода потока к длине модели показала возможность достижения удовлетворительной точности.

Более сложным, но и значительно более информативным с точки зрения исследования особенностей физической картины нестационарного обтекания является метод мгновенных давлений [1, 2], в котором быстро меняющиеся давления в точках на поверхности модели регистрируют совместно с параметрами ее движения или изменяющимися параметрами потока. До настоящего времени раздельные значения аэродинамических производных распределенной нагрузки по результатам измерений давления не определялись. В настоящей работе на примере исследования распреде-



Фиг. 2



Фиг. 3

ленной нестационарной нагрузки на прямоугольном крыле показана возможность реализации такой методики.

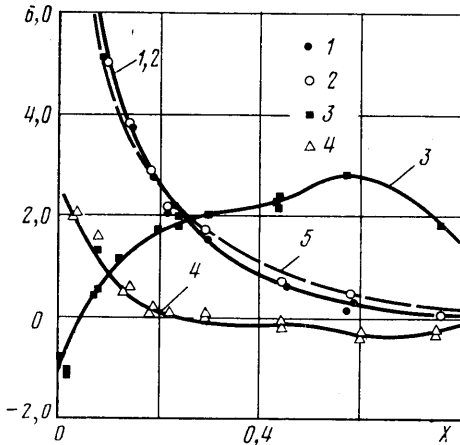
Удовлетворительная точность определения P^α , $P^{\dot{\alpha}}$, P^ω и $P^{\dot{\omega}}$ характеризует технический уровень описываемых средств и методов изучения нестационарных полей давления. Усовершенствование таких средств и методов было одной из основных задач данной работы.

2. Объектом исследования служила модель прямоугольного крыла (профиль NASA-0009) с удлинением $\lambda=1$. Измерения распределенных нагрузок осуществлялись в 18 точках крыла с помощью миниатюрных индуктивных преобразователей давления типа МПДИ. При этом измеряемые давления в точках соответствовали разности давлений на верхней и нижней поверхности крыла ΔP (т.е. локальной аэродинамической нагрузке). Основные геометрические данные крыла и схема размещения преобразователей давления на крыле показана на фиг. 1, а координаты дренажных точек ($X=x/b$) представлены ниже:

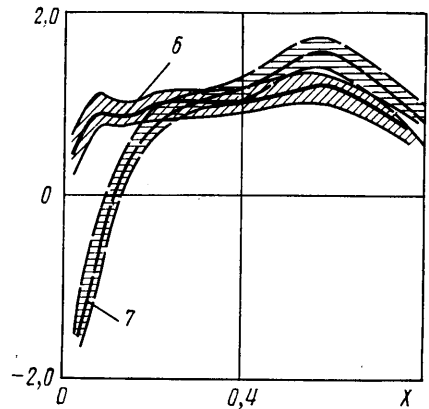
1; 12	2; 13	3	4; 14	5	6; 11; 15	7; 16	8	9; 17	10; 18
0,0333	0,0833	0,133	0,1835	0,233	0,300	0,436	0,573	0,750	0,866

Способы размещения преобразователей давления в модели иллюстрирует фигура 2. На этой фигуре цифрами обозначены 1 — преобразователь МПДИ, 2 — корпус модуля, 3 — амортизаторы из вакуумной резины, 4 — эбонитовые вставки (подгоняются под профиль крыла), 5 — гермозамазка.

Экспериментальные исследования были проведены на установке вынужденных колебаний, схема которой представлена на фиг. 3. Модель 1 посредством державок 2



Фиг. 4



Фиг. 5

и 5, качалок 3, тяг 4 и кривошипно-шатунного механизма 7 соединялась с маховиком 11. Вращение маховикам 11 и 12 задавалось через конический редуктор 16 и муфту 13 электродвигателем 14. Посредством кривошипно-шатунного механизма (8, 9 и 10) решетке профилей 6 сообщались колебания с заданными частотой и амплитудой. Муфта 13 позволяла дискретно задавать необходимый сдвиг фаз (с шагом 3, 6°) между колебаниями модели и решетки профилей. Для обработки информации, снимаемой с преобразователей давления, применялся гармонический анализатор, построенный на базе электромеханического множительного устройства 15, выполненного в виде упругих балок на шатуне 8 с наклеенными на них тензорезистивными преобразователями.

Для определения соответствия между мгновенной распределенной нагрузкой, воспринимаемой преобразователем давления в заданной точке, и значениями коэффициентов ряда Фурье a_0 , a_1 и b_1 , определяемых с помощью гармонического анализатора, проводилась статическая и динамическая градуировка всей измерительной системы.

3. При отработке техники эксперимента основное внимание было уделено преобразователям давления.

Используемые при проведении данной работы преобразователи давления МПДИ-1-0,03 имели следующие характеристики: диаметр — 6,5 мм, высота без приемных штуцеров — 3,5 мм, диапазон измеряемых давлений — 3–300 мм. вод. ст., основная погрешность (в том числе гистерезис и нелинейность) — 2%, собственная частота — 10 кГц, коэффициент температурной чувствительности (в диапазоне — 20±50 С) — 0,5% С, циклопрочность при амплитуде нагрузки $\pm 0,03$ кг/см² — $1,6 \cdot 10^5$ циклов, чувствительность к перегрузке (по оси преобразователя) — на единицу перегрузки — $0,2 \cdot 10^{-4}$ кг/см².

Указанные характеристики определяли в основном погрешность амплитудных значений давления. При этом для снижения влияния вибраций на показания преобразователей давления в случаях, когда это позволяла толщина крыла, преобразователи размещались в специальном латунном корпусе на трубчатых резиновых амортизаторах (фиг. 2). Провода от преобразователей давления закреплялись с помощью герметика в специальных канавках. При пробных колебаниях крыла без воздействия потока сигналов от преобразователей давления зафиксировано не было.

При определении фазовых погрешностей измерения давления во внимание принимались гистерезис, присущий мембранным системам, и рассеивание энергии колебаний, зависящее от добротности колебательной системы преобразователей давления.

Проведенные исследования при многократном последовательном ступенчатом нагружении-разгрузке преобразователей (с помощью высокоточного автоматического датчика давления типа АЗД-0,6) показали, что после первого цикла нагружения, в котором гистерезис мембраны составлял ~1,5%, в последующих циклах величина гистерезиса была в пределах 0,5–1%. При этом вызываемый данным фактором сдвиг фазы не превышал 0,5° фазы.

Исследования фазового сдвига из-за влияния обоих факторов (гистерезис мембран и рассеивание энергии колебаний) осуществлялась на установке для динами-

ческой градуировки [4]. В качестве эталона использовался преобразователь давления фирмы «Kulite» (LQ-080-25, собственная частота — 125 кГц, чувствительность — 15 мВ/В, нелинейность и гистерезис $\leq 1\%$). Испытания проводились при частотах до 1,5 кГц. Анализ результатов показал, что величина фазового сдвига при частотах до 10 Гц не выходит за пределы величины, определяемой гистерезисом мембраны, т. е. рассеянием энергии колебаний в пределах точности измерения можно пренебречь.

Таким образом, погрешность измерения давления по амплитуде составляла $\leq \pm 2\%$, а по фазе $\leq \pm 0,5^\circ$.

4. Экспериментальные исследования нестационарных нагрузок на колеблющемся крыле проводились в аэродинамической трубе с размерами рабочей части $1,2 \times 0,7$ м (эллипс) при скорости набегающего потока $v=30$ м/с. Средний (установочный) угол атаки крыла составлял 1° . Величины амплитуд колебания угла атаки крыла и угла скоса потока были одинаковы и составляли 3° . При этих условиях число Струхала r^* было равно 0,113. Колебания осуществлялись относительно оси z (Фиг. 1) с координатой $X=0,347$.

Полученные по результатам испытаний с использованием предложенной методики величины аэродинамических производных распределенной нагрузки (комплексные и отдельные значения) вдоль хорды профиля для сечения крыла $Z=2z/L=0,233$ (где L — размах крыла, равный 300 мм, z — координата вдоль размаха крыла) представлены на Фиг. 4 и 5. На Фиг. 4 цифрами обозначены экспериментальные точки и соответствующие им усредненные зависимости для аэродинамических производных: 1 — комплекса $P_\alpha - r^* P_\alpha^2$; 2 — комплекса $P_\alpha + r^* P_\alpha^2$; 3 — комплекса $\dot{P}_\alpha + P_\alpha^0$; 4 — комплекса $P_\alpha - P_\alpha^0$. Цифрой 5 обозначена расчетная зависимость [2] аэродинамической производной P_α . На Фиг. 5 обозначены: 6 — величины P_α^2 ; 7 — величины P_α^0 . Там же нанесены доверительные интервалы случайной погрешности определения значений P_α и P_α^0 при вероятности 0,95.

Как это следует из представленных данных, результаты испытаний по всей длине хорды профиля крыла хорошо согласуются с расчетными значениями (кривые 1, 2 и 5 практически совпадают, это свидетельствует также о том, что в пределах точности измерений аэродинамическая производная P_α^0 равна нулю). Очевидна также весьма удовлетворительная точность определения отдельных значений аэродинамических производных P_α^2 и P_α^0 (погрешность составляет $\sim 10-15\%$).

Таким образом, проведенные исследования подтвердили возможность использования разработанных методики и средств измерения, основанных на применении высокочувствительных миниатюрных преобразователей давления типа МПДИ, для качественных и количественных измерений нестационарных полей давления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К., Табачников В. Г. Крыло в нестационарном потоке газа. М.: Наука, 1971.
2. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях. М.: Наука, 1975.
3. Киреев Н. Т., Пальчик М. И., Тюнин Н. Н. Измерительная аппаратура для определения КВП методом вынужденных колебаний и некоторые вопросы обработки экспериментальных данных. — Тр. Воен.-возд. инж. акад. им. проф. Н. Е. Жуковского, 1969, вып. 1253.
4. Петунин А. Н. Методы и техника измерений параметров газового потока. М.: Машиностроение, 1972.

Москва, Рига

Поступила в редакцию
26.XI.1979

УДК 533.7

МЕДЛЕННЫЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА ОКОЛО НЕРАВНОМЕРНО НАГРЕТОЙ ПЛАСТИНЫ

РЫКОВ В. А.

Численным методом исследуется обтекание неравномерно нагретой пластины потоком разреженного газа с малой скоростью течения. Рассматривается взаимодействие набегающего потока с течением, вызванным переменной температурой газа вблизи тела. В работе [1] показано, что если в газе имеются изменения температуры порядка единицы и число Кнудсена Kn мало, то в газе возникают температурные напряжения, которые, вообще говоря, вызывают медленные движения газа с характерной величиной скорости порядка Kn .