

РАБОТА В НОМИНАЦИЮ

ЗА УСПЕХИ В РАЗВИТИИ ДИВЕРСИФИКАЦИИ ПРОИЗВОДСТВА

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЖЕСТКОСТИ КОНСТРУКЦИИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАЗЕМНЫХ ЧАСТОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

А.В. Долгополов, М.А. Пронин

ФАУ «ЦАГИ», Жуковский

E-mail: anton.dolgopolov@tsagi.ru

Одним из основных этапов обеспечения безопасности полетов ЛА являются расчетные исследования флаттерных характеристик ЛА, скорректированные по результатам испытаний. В целях расширения информативности, повышения точности исследований и диверсификации источников информации для коррекции математических моделей разработан и апробирован на динамически-подобных моделях метод определения жесткостных характеристик конструкции по результатам наземных частотных испытаний летательных аппаратов. Метод показал достаточную точность определения характеристик конструкции.

При решении задач аэроупругости [1, 2] необходимо знать распределение упругих характеристик конструкции (балочных жесткостей на изгиб, кручение, прогибы и углы закручивания), которые обычно получают в специальном эксперименте – жесткостных испытаниях при статическом нагружении [3, 4]. Все указанные характеристики, определяются зависимостью линейных и/или угловых перемещений характерных точек конструкции от приложенной к ней нагрузки (силы или момента, или их комбинации). Например, при определении коэффициентов влияния упругости «сила–прогиб» к выбранным точкам конструкции последовательно прикладывается сосредоточенная сила, а датчиками линейных перемещений измеряются прогибы в этих точках.

Матрица коэффициентов влияния упругости (МКВ) в некоторых случаях оказывается наиболее удобной формой представления характеристик жесткости агрегатов авиационных конструкций. На основе таких характеристик в специальных комплексах программ формируются упруго-массовые расчётные схемы самолетов и проводятся исследования явлений статической и динамической аэроупругости [5-7].

При отсутствии возможности провести жесткостные испытания при статическом нагружении, коррекция математической модели проводится только по результатам наземных частотных испытаний. Для коррекции проводится решение обратной задачи. Подбираются такие характеристики модели, чтобы собственные частоты модели и натурной конструкции были максимально близки, при этом варьируются не только податливости стыков и массово-инерционные характеристики конструкции, но и жесткостные. Такой подход очень трудоемок, и при этом может иметь большое количество решений. Использование жесткостных характеристик конструкции прямо из эксперимента существенно упрощает процесс коррекции математической модели и повышает достоверность полученных флаттерных характеристик самолета (Рисунок 1).



Рисунок 1. Подходы к коррекции математических моделей

Предлагаемый метод определения характеристик жесткости является альтернативным источником экспериментальных жесткостных характеристик конструкции.

Данный подход основан на разложении формы статических прогибов конструкции в ряд по формам собственных тонов упругих колебаний.

$$[C] = [\phi_1, \phi_2, \dots, \phi_N] \{\theta\} = \sum_{j=1}^N \frac{1}{m_j \omega_j^2} \{\phi_j\} \{\phi_j\}^T$$

Входными данными для анализа являются стандартные результаты наземных частотных испытаний: собственные формы и частоты колебаний, а также обобщенные массы. Результатом анализа является матрица коэффициентов

влияния упругости, которая напрямую идет в расчетную модель. При этом метод не требует сложных вычислений, что позволяет оперативно проводить коррекцию математической модели в темпе эксперимента и выполнять расчет на флаттер.

Для отработки метода и оценки разброса получаемых результатов, выполнено определение характеристик жесткости (прогибов и матрицы коэффициентов упругого влияния) на лонжероне прямоугольного сечения из углепластика (Рисунок 2), который воспроизводит заданные жесткости натурального крыла с учетом масштабов моделирования.

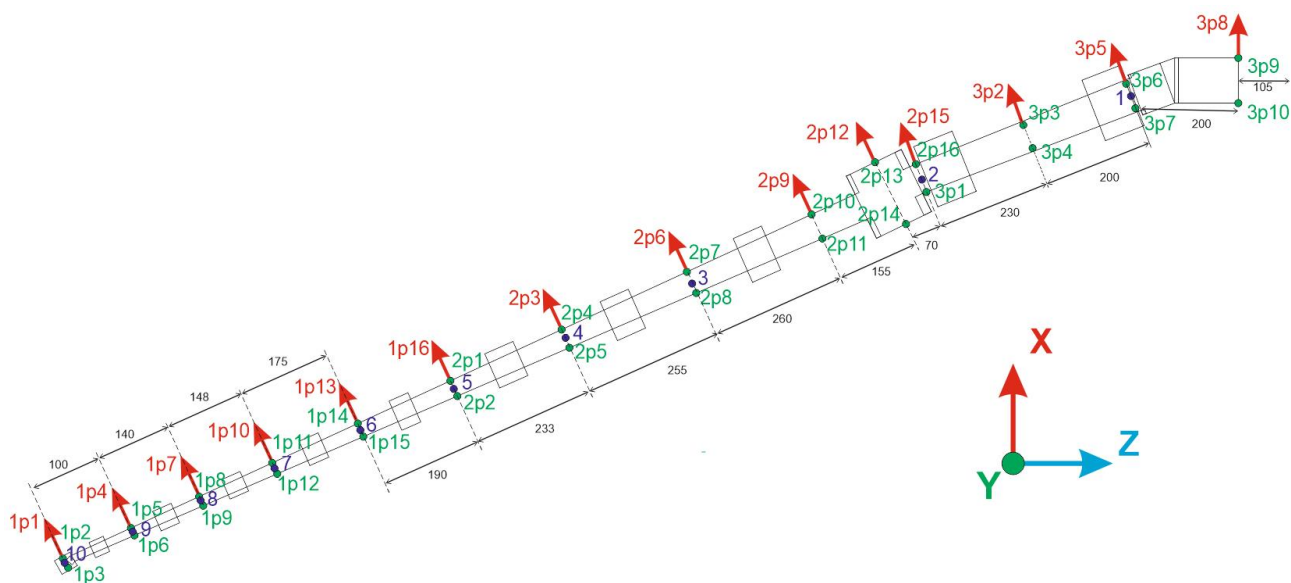


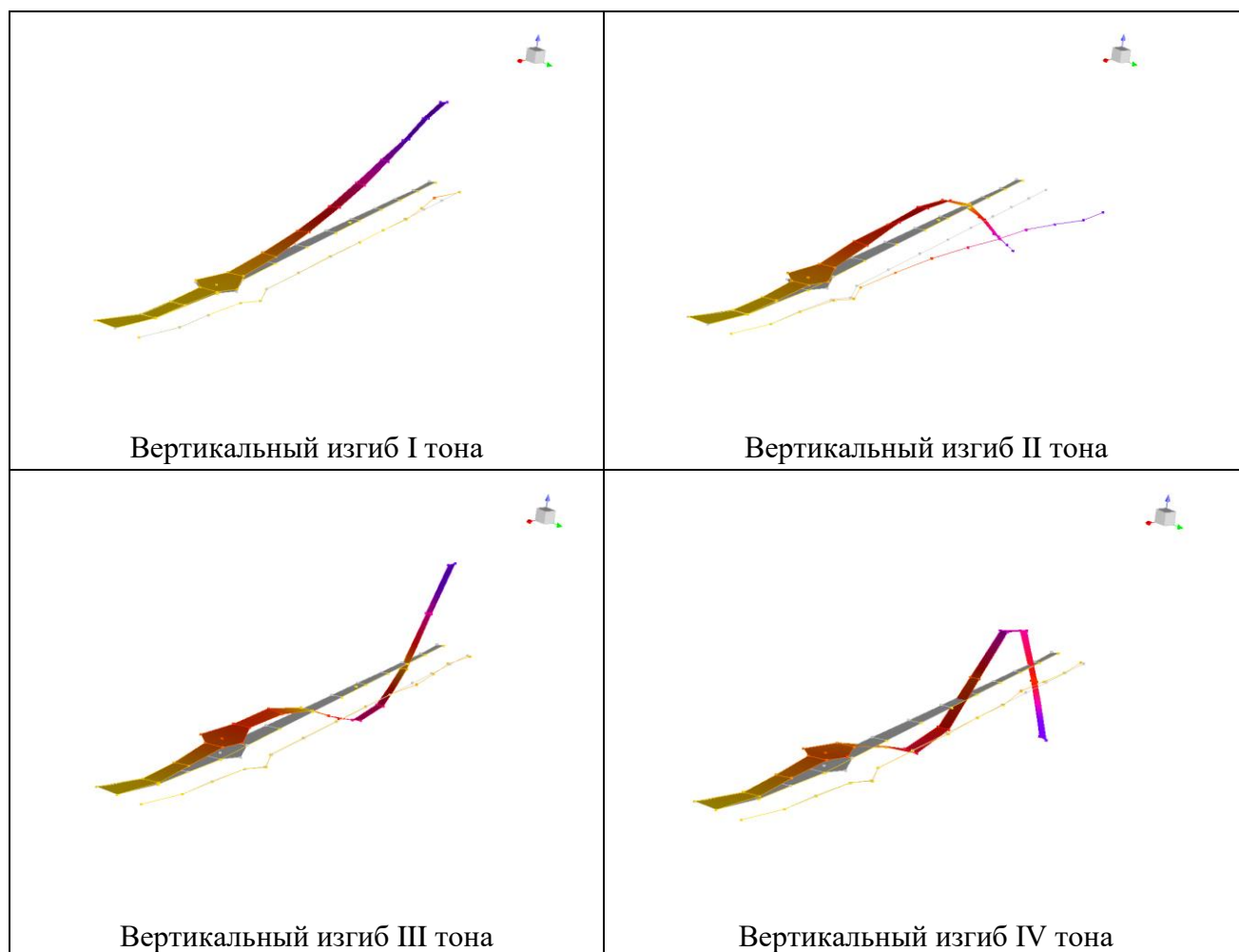
Рисунок 2. Схема расстановки датчиков при определении жесткостных характеристик лонжерона крыла

В процессе наземных частотных испытаний определены собственные частоты, формы и декременты колебаний, а также обобщенные массы первый четырех тонов колебаний (таблицы 1 и 2).

Таблица 1. Характеристики собственных тонов колебаний лонжерона

№	Наименование тона	f , Гц	δ	m , кг·м ²
1	Вертикальный изгиб I тона	7.73	0.032	$4.808 \cdot 10^{-4}$
2	Вертикальный изгиб II тона	20.89	0.01	$4.454 \cdot 10^{-5}$
3	Вертикальный изгиб III тона	40.61	0.017	$2.589 \cdot 10^{-5}$
4	Вертикальный изгиб IV тона	72.88	0.01	$3.086 \cdot 10^{-6}$

Таблица 2 Формы собственных колебаний



Поскольку лонжерон довольно простая конструкция, для верификации результатов эксперимента проводился модальный анализ на конечно-элементной модели лонжерона (рисунок 3). При этом различие собственных частот и форм колебаний составило не более 2%.



Рисунок 3. Расчетная конечно-элементная модель лонжерона

На данной модели стандартными методами определили МКВ и сравнили с МКВ полученной предлагаемым методом (Рисунок 4).

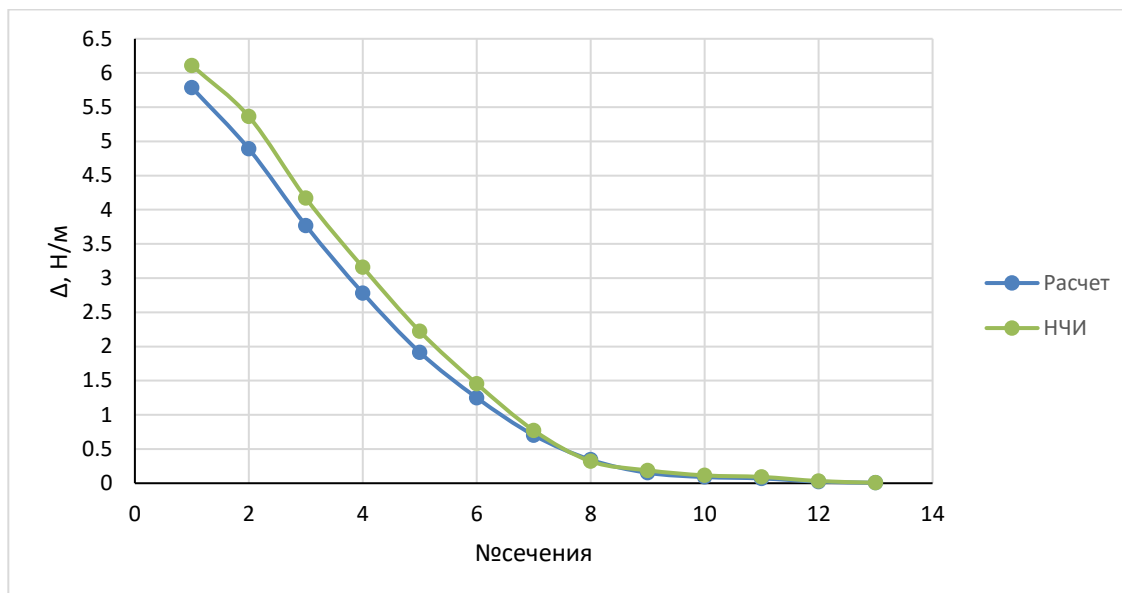


Рисунок 4. Сравнение коэффициентов влияния упругости «сила-прогиб» по оси жесткости при приложении сосредоточенной силы в концевом сечении лонжерона

Отличие результатов составило не более 10%, что приемлемо для оценки флаттерных характеристик самолета.

На данный момент проводится отработка подхода на материалах испытаний самолетов транспортной категории, таких как Ил-76МД-90А, Ил-114-300 и RRJ-95NEW-100.

Результаты представленного примера показывают достаточную сходимость, что говорит о возможности применения представленного подхода для получения исходных данных в коррекции и верификации математических моделей при решениях задач динамики в машиностроении, авиакосмической отрасли, судостроении.

Литература

- [1] Фын, Я. Ц. Введение в теорию аэроупругости. / Я. Ц. Фын; под редакцией Э.И. Григолюка. — М.: Физматгиз, 1959. — 524 с.
- [2] Бисплингхофф, Р.Л. Аэроупругость. / Р.Л. Бисплингхофф, Х. Эшли, Р.Л. Халфмэн; под редакцией Э.И. Григолюка. — М.: Иностранная литература, 1958. — 800 с.
- [3] Карклэ, П. Г. О современных методиках наземных испытаний самолетов в аэроупругости / П.Г. Карклэ, В.А. Малютин, О.С. Мамедов, В.Н. Поповский, А.В. Смотров, В.И. Смыслов // Труды ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского. — 2012. — №. 2708. — 34 с.
- [4] Гильденблат, И. Ю. Экспериментальные методы определения жесткостных характеристик самолета и его частей: руководство для конструкторов / И.Ю. Гильденблат, В.В. Егоров, Я.М. Пархомовский. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1979. — Том III, книга 2, выпуск 9.— 24 с.
- [5] Буньков, В.Г. Решение некоторых задач аэроупругости на основе современной версии полиномиального метода Ритца / В.Г. Буньков, Ф.З. Ишмуратов, В.А. Мосунов // Труды ЦАГИ. — 2004. — Вып. 2664. — С. 97-116.
- [6] Руководство пользователя комплекса программ КС-М (версия 2011.1) – Жуковский: ФГУП «ЦАГИ», 2011.