

ВАЛИДАЦИЯ ПРОЦЕДУР ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИ ПОДОБНЫХ МОДЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Черноволов Р.А.* , Гарифуллин М.Ф., Козлов С.И.

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия

** e-mail: r.chernovolov@gmail.com*

Статья поступила в редакцию 18.05.2019

Рассмотрены вопросы технологии проектирования и изготовления типового элемента конструкции динамически подобной модели (ДПМ) самолета, выполненного с применением полимерных композиционных материалов (ПКМ). Изложена методика проведения частотных испытаний. Показаны результаты расчетных и экспериментальных исследований форм и частот собственных колебаний с учетом размещения дополнительных грузов. Приведены расчётные формы и частоты собственных колебаний, полученные с помощью метода конечных элементов с использованием нескольких последовательно сгущающихся сеток. Показано удовлетворительное соответствие полученных данных.

Ключевые слова: ДПМ, ПКМ, формы и частоты колебаний.

Введение

Характеристики аэроупругости самолета при полете в трансзвуковом диапазоне чисел M существенно зависят не только от числа Маха и скоростного напора, но и от числа Рейнольдса и коэффициента подъемной силы. Расчетами показано, что учет особенностей трансзвукового обтекания может привести к тому, что скоростной напор флаттера в реальном полете будет на 20% ниже полученного без корректного моделирования потока по числу Рейнольдса и коэффициенту подъемной силы [1].

Большая роль в исследованиях нестационарных аэродинамических характеристик летательных аппаратов (ЛА) по-прежнему принадлежит экспериментальным методам, которые непрерывно совершенствуются. Для этого проводятся испытания в аэродинамических трубах (АДТ) динамически подобных моделей, оборудованных различными датчиками для измерений параметров процесса нагружения (датчики давления, акселерометры, тензодатчики). Такие модели летательных аппаратов многие годы используются при проведении исследований явлений аэроупругости в АДТ как в нашей стране [2–6], так и во всем мире [7–11]. Традиционные конструкции ДПМ имеют ряд недостатков, в том числе: повышенные

коэффициенты перетяжеления, ограничения по величинам углов атаки, скоростного напора, связанные с ограниченной прочностью модели, высокая трудоемкость изготовления дренированных моделей и др. Эти недостатки накладывают дополнительные ограничения при проведении экспериментальных исследований. Применение современных технологий позволяет ослабить эти ограничения. Так, в современных конструкциях ДПМ применение получили элементы, выполненные из полимерных композитных материалов с высокими удельными характеристиками прочности и жесткости [12–14]. В частности, модели кессона крыла могут быть выполнены в виде профилированного сердечника из легких сортов дерева, пенопласта, сот, усиленного внешними слоями углепластика. Такие решения обеспечивают снижение коэффициента перетяжеления модели, что важно при проведении исследований флаттера и других нестационарных явлений аэроупругости. Проектирование и изготовление ДПМ требуют предварительных расчетных исследований с целью обеспечения заданных характеристик. В частности, необходимо выполнение условий прочности, жесткости, соответствия форм и частот собственных колебаний, степени конструкционного демпфирования ДПМ и натурной конструкции. Эти

характеристики обеспечивают безопасность проводимых испытаний, а также подобие результатов испытаний ДПМ в АДТ поведению натурной конструкции в полете. Если характеристики ДПМ отличаются от требуемых, возникает необходимость проведения доработок модели, что сопряжено со значительными затратами. Поэтому важно еще на этапе проектирования ДПМ расчетными методами учесть основные особенности нагружения ДПМ, возможности реальной технологии ее изготовления с целью снижения объемов доработок готовой модели по результатам испытаний. В статье рассмотрены вопросы выбора параметров ПКМ, обеспечивающих решение поставленной задачи.

Вопросы проектирования и изготовления модели кессона крыла рассмотрены на простом примере балки постоянного сечения, усиленного слоями углепластика.

Модель кессона крыла имеет следующую конструктивно-силовую схему (рис. 1): на фанерный сердечник наклеены слои однонаправленной углеродной ленты с направлением укладки $[\pm 45^\circ]_{10}$, $[0^\circ]_{20}$.

Предварительные расчеты жесткостных характеристик сечений проектируемой ДПМ проведены с использованием скорректированных характеристик ПКМ (по результатам испытаний моно-

слоя) в зависимости от технологических факторов укладки слоев (табл. 1).

Параметры материалов заданы на основе статистических данных, полученных для принятой технологии изготовления ДПМ и используемых комплектующих. В данном примере предварительный контроль характеристик материалов по образцам-свидетелям не проводился, поэтому параметры следует считать ориентировочными. На этапе проведения расчетных исследований параметры материалов задаются исходя из существующего опыта применения ПКМ и реальных условий изготовления.

В отличие от отлаженной серийной технологии изготовления изделий из ПКМ в заводских условиях (сложная оснастка, автоклав, жесткий контроль всех технологических процессов и т.п.), штучное производство ДПМ характеризуется более значительным разбросом получаемых механических характеристик. Каждая изготавливаемая модель имеет свои особенности, поэтому сложно на одном экземпляре учесть все технологические факторы, влияющие на качество продукции. Применение дорогой оснастки, высокотехнологического оборудования в этих условиях экономически не оправдано. Отличие циклограмм полимеризации от идеальных, безавтоклавная технология, отсутствие сложной оснастки и другие особенности реальной технологии изготовления элементов ДПМ ведут к снижению механических характеристик по сравнению со справочными. Поэтому при проектировании используются характеристики ПКМ, которые получены по результатам испытаний ранее изготовленных ДПМ.

Расчетные оценки

Расчетные исследования проведены с использованием соотношений для оценки характеристик слоев с учетом углов укладки ортотропного материала [3—9], а также с использованием более подробной модели, построенной с помощью метода конечных элементов — МКЭ (Ansys).

При рассмотрении упрощенной расчетной модели балки (стержня) коэффициенты жёстко-

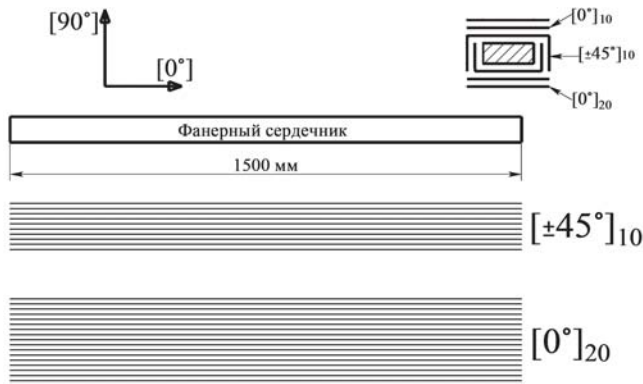


Рис. 1. Конструктивно-силовая схема

Таблица 1

Скорректированные характеристики материалов

№	Название	E_x , МПа	E_y , МПа	E_z , МПа	G_{xy} , МПа	G_{yz} , МПа	G_{xz} , МПа	γ , г/см ³	Толщина монослоя, мм
1	[0°]	$1.25 \cdot 10^5$	4100	4100	4500	4500	4500	1.5	0.1
2	[45°]	$5 \cdot 10^4$	2000	2000	2300	2300	2300	2.0	0.13
3	Фанера	9700	4400	2080	600	600	2880	0.75	

сти \bar{Q}_{ij} k -го слоя в осях координат балки могут быть выражены через коэффициенты жесткости Q_{ij} в осях ортотропии материала слоя [3—7]:

$$\begin{aligned}\bar{Q}_{11} &= Q_{11} \cos^4 \varphi + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \\ &\quad + Q_{22} \sin^4 \varphi, \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \\ &\quad + Q_{12} (\sin^4 \varphi + \cos^4 \varphi), \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \varphi + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \\ &\quad + Q_{22} \cos^4 \varphi, \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \varphi \cos^3 \varphi + \\ &\quad + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \varphi \cos \varphi, \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \varphi \cos \varphi + \\ &\quad + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \varphi \cos^3 \varphi, \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \\ &\quad + Q_{66} (\sin^4 \varphi + \cos^4 \varphi).\end{aligned}\quad (1)$$

Здесь коэффициенты жесткости Q_{ij} определяются выражениями:

$$\begin{aligned}Q_{11} &= \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{12} = \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \\ Q_{22} &= \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{66} = G_{12},\end{aligned}\quad (2)$$

где E_1, E_2 — модули упругости первого рода;
 G_{12} — модуль упругости второго рода;
 ν_{12}, ν_{21} — коэффициенты Пуассона;
 φ — угол укладки рассматриваемого слоя ПКМ.

Предполагается выполнение условия $\nu_{21}E_1 = \nu_{12}E_2$.

Цилиндрические жесткости D_{ij} для пакета ПКМ, состоящего из N слоёв, вычислялись суммированием коэффициентов жёсткости отдельных слоев ПКМ:

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3). \quad (3)$$

Крыло ДПМ представляет собой сердечник, усиленный слоями ПКМ. Деформации в поперечном направлении слоев КМ стеснены этим сердечником. Поэтому для расчета использованы соотношения, полученные в предположении о жесткости поперечного сечения балки:

$$EJ = 2cD_{11}, \quad (4)$$

где EJ — жесткость балки на изгиб; c — хорда сечения.

В (4) коэффициент 2 учитывает наличие симметрии рассматриваемого сечения при интегрировании жесткостей слоев, расположенных на верхней поверхности. Вклад слоев, расположенных на боковой поверхности балки, мал, при выборе проектных параметров он не учитывался.

Расчетная оценка жесткости сечения на изгиб составила $EJ = 5059$ Па·м⁴, включая жесткость сердечника балки $EJ = 327$ Па·м⁴.

Дополнительный контроль соответствия расчетных параметров осуществлялся с применением МКЭ. С помощью пакета Ansys построена конечно-элементная модель балки. Фанерный сердечник моделировался трехмерными элементами. Углепластиковая обшивка моделировалась оболочечными элементами. Последующий контроль характеристик изготовленной балки осуществлялся экспериментальными методами.

При статическом нагружении балка устанавливалась на двух опорах (опоры располагались на расстояниях 50 мм от ее концов). Микрометром замерялись прогибы от статической нагрузки, приложенной к середине балки (рис. 2, а).

С использованием аналитического выражения для вычисления прогиба в центре балки $w = \frac{Pl^3}{48EJ}$ оценивалась жесткость изготовленной балки на изгиб:

$$EJ = \frac{Pl^3}{48w}, \quad (5)$$

где P — прикладываемая сила; l — расстояние между опорами; w — измеренный прогиб.

При проведении резонансных испытаний балка, для имитации колебаний свободного тела, подвешивалась на двух мягких опорах — резиновых лентах низкой жесткости, установленных на расстояниях 50 мм от ее концов. В центральном сечении балки крепился вибровозбудитель. Посредством изменения частоты прикладываемой нагрузки в системе возбуждались резонансные

колебания (рис. 2, б). Предполагалось, что формы и частоты этих колебаний соответствуют соб-

или его модели на основании конструкторской документации с последовательным уточнением

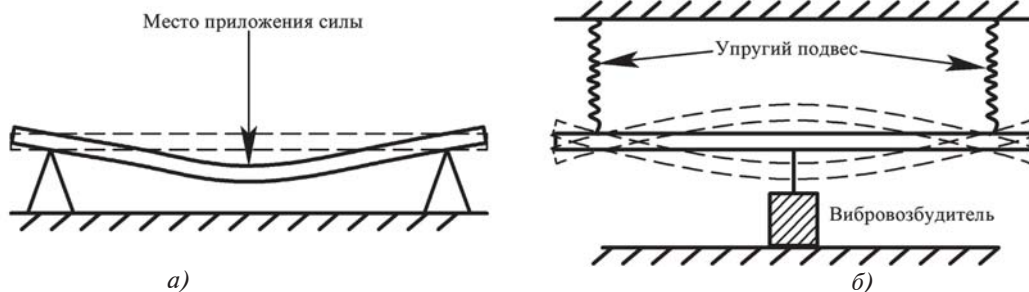


Рис. 2. Статическое (а) и динамическое (б) нагружение балки

ственным формам и частотам. Зная экспериментально найденную частоту колебаний f и массу балки m , по аналитической зависимости

$$f = \frac{\beta^2}{2\pi L^2} \sqrt{\frac{EJ \cdot L}{m}} \quad (6)$$

можно вычислить ее жесткость на изгиб:

$$EJ = \frac{f^2 4\pi^2 L^3 m}{\beta^4}, \quad (7)$$

где L — длина балки; β — коэффициенты, соответствующие номеру тона рассматриваемых изгибных колебаний и граничным условиям (корни уравнений частот собственных колебаний: 4.73, 7.85, 10.99, ...).

Методика проведения частотных испытаний

Методика проведения частотных (резонансных) испытаний натурной ДПМ включает следующие этапы:

1. Анализ результатов расчетных исследований, формирование программы испытаний.
2. Подготовка «рабочего места», установка ДПМ, установка оборудования.
3. Обзорные измерения.
4. Определение нелинейных характеристик.
5. Зачетные «исполнительные» измерения.
6. Обработка и анализ экспериментальных данных.
7. Контрольная проверка средств возбуждения и измерения.

Методика предусматривает повторение (полное или частичное) этапов работ. Пятый и шестой этапы проводятся непосредственно после каждого измерения резонансных кривых, собственных форм и осциллограмм — для каждого тона.

Предварительные расчетные исследования на первом этапе выполняются до изготовления ЛА

параметров в ходе проектирования. Они дают начальное представление о величинах запасов прочности, о собственных частотах и формах колебаний ДПМ, об оценках, соответствующих критическим режимам нагружения. Это необходимо при составлении программы испытаний и выборе испытательного оборудования. Расчетная имитация эксперимента позволяет уточнить расположение точек возбуждения, точек измерений и др. На этом этапе рассматриваются варианты реализации граничных условий, проводится оценка частот «нулевых» тонов — колебаний конструкции как твердого тела на упругой подвеске, которые должны быть в несколько раз ниже частоты низшего тона исследуемых упругих колебаний ДПМ.

На втором этапе производится тарировка (калибровка) средств возбуждения и измерений, размещение на испытываемой конструкции датчиков, монтаж кабельных соединений, установка силовых возбудителей, их соединение с исследуемой конструкцией в точках возбуждения, контроль функционирования всех систем.

Третий этап предусматривает ввод в информационно-измерительную систему основных сведений о силовых возбудителях (усилителях мощности), датчиках, усилителях-нормализаторах, об измерительных каналах, о координатах размещений датчиков на ЛА, направлениях их осей чувствительности. Заполняется программный «протокол» испытаний с указанием частотных интервалов и уровней возбуждения, порогов ограничения перегрузок и амплитуд колебаний по агрегатам.

На четвертом этапе определяются нелинейные характеристики, в частности зависимость резонансной частоты от амплитуды колебаний опорной точки измерения и зависимость этой амплитуды от общего уровня возбуждения (в пределах от минимального до максимально допустимого). Это позволяет выбрать уровень амплитуд колебаний для проведения зачетных измерений и скор-

ректировать координаты точек измерения. Использование процедуры автоматического поиска резонансной частоты позволяет сократить время испытаний.

Пятый этап включает все зачетные измерения. Уточняется частота резонанса исследуемого тона по фазовому сдвигу в опорной точке измерения и проводится (с помощью специализированной программы или вручную) подбор сил возбуждения. При этом выбранная амплитуда колебаний в опорной точке поддерживается неизменной в процессе регулирования, независимой ни от частоты, ни от величины отношения сил возбуждения.

Шестой этап проводится после каждой серии измерений. С помощью программ графической обработки строятся резонансные кривые исследуемого тона и частотные годографы, собственная форма, осциллограммы затухающих колебаний. Графики содержат (в разных комбинациях) данные о комплектации испытываемого экземпляра ДПМ, номере канала измерения, наименовании тона, координатах точек возбуждения и измерения, величинах возбуждающих сил, собственных частот, декрементов и приведенных масс, а также наименование первичного файла измеренных значений.

Седьмой этап предусматривает проверку (контрольные измерения) характеристик средств возбуждения по завершении испытаний, которые в меньшем объеме повторяют тарировки второго этапа. На этом этапе оценивается стабильность показаний информационно-измерительной системы в процессе испытаний.

Если не все точки резонансной кривой в окрестности резонанса могут быть измерены при наличии «скачка» амплитуды по мере приближения к резонансу, приближенно оценивается собственная частота колебаний при данной амплитуде (максимальной из достигнутых при каждом уровне сил возбуждения) и выполняется оценка декремента.

При проведении экспериментальных исследований управление испытаниями, сбор и обработка данных выполнялись с помощью аппаратно-программного комплекса на основе многоканальной системы измерений и генерации сигналов LMS SCADAS Lab генератора и версией ПО 12A с измерительными усилителями VD8-E, к которым непосредственно подключались ИСР-датчики силы PCB 208C02 и ИСР-акселерометры PCB333B32, PCB352C22 и Dytran 3224A1. Возбуждение колебаний осуществлялось с помощью вибровозбудителя типа Prodera EX58 (с максимальным развиваемым усилием 5 кГс и массой подвижной час-

ти 110 г). Высота установки и угол наклона вибровозбудителей регулировались с помощью стоек жесткого крепления. Контроль величины возбуждающей силы осуществлялся ИСР-датчиками силы PCB208C02, встроенными в специализированные тяги вибровозбудителя. Измерение ускорений осуществлялось с использованием пьезоэлектрических акселерометров типа ИСР марки, PCB352C22 и Dytran 3224A1 общим количеством 29 шт., подключенных непосредственно на вход регистрирующей аппаратуры.

Регистрация сигналов датчиков (частотная характеристика) осуществлялась в виде FRF: отношения комплексного спектра сигнала акселерометра мнимой (квадратурной) и действительной (синфазной) составляющих виброускорения к опорному сигналу (сигналу датчика силы). Использовался специализированный пакет программ определения характеристик резонансных колебаний при гармоническом возбуждении LMS Test.Lab Sweep&Stepped Sine V12A. С помощью программного модуля LMS PolyMAX выполнялась экспресс- и постобработка экспериментальной информации: построение частотных характеристик в виде резонансных кривых и анимированных форм резонансных колебаний.

Частотные характеристики резонансных колебаний конструкции представлены в виде графиков синфазной и квадратурной составляющих ускоряемости (резонансные кривые) в зависимости от частоты возбуждения.

Полученные результаты

Расчетная масса исследуемой балки 2,6 кг, реальная масса изготовленной балки 2,7 кг.

По результатам расчетных исследований получена оценка погонной массы $m/L = 1,75$ кг/м.

По результатам взвешивания получена оценка погонной массы $m/L = 1,83$ кг/м.

По результатам экспериментальных исследований при статическом нагружении получена оценка изгибной жесткости сечения $EJ = 5,1$ кПа·м.

По результатам частотных испытаний получена оценка изгибной жесткости сечения $EJ = 5,2$ кПа·м.

Сравнение показывает, что результаты расчетов изгибной жесткости сечения EJ , полученные с использованием соотношений (1)-(4) и характеристик материала (табл. 1), достаточно близки к найденным в экспериментах. Дальнейшее повышение точности инерционных и жесткостных характеристик ДПМ в условиях единичного производства требует значительных затрат. Более рациональным представляется применение процедур

последующей настройки изготовленной ДПМ. В частности, в данном примере для более точной настройки частот колебаний балки (с целью обеспечения подобия колебаний модели и натурной конструкции) на нее устанавливались дополнительные грузы. Всего было рассмотрено четыре варианта размещения грузов:

- 1) без грузов;
- 2) с грузами, закрепленными в концевых сечениях балки (масса каждого груза 0,14 кг);
- 3) с грузом, закрепленным в середине балки (0,4 кг);

4) с грузами на концах и посередине (грузы по 0,14 кг в концевых сечениях и один груз 0,4 кг – в центре балки).

Расчеты формы и частот собственных колебаний с помощью МКЭ с использованием нескольких последовательно сгущающихся сеток приведены в табл. 2–4. Натурные формы и частоты собственных колебаний, полученные в частотном эксперименте, приведены в табл. 5.

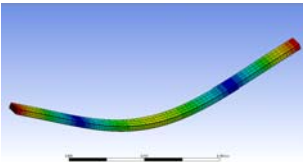
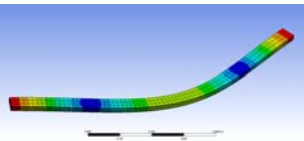
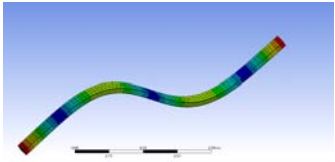
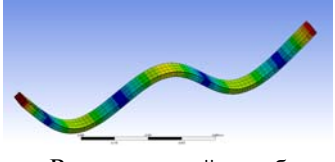
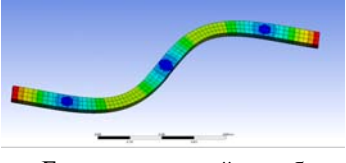
1) Слой 0° : 468 – узлов, 304 элемента.

Слой $\pm 45^\circ$: 780 – узлов, 608 элементов.

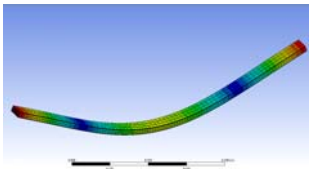
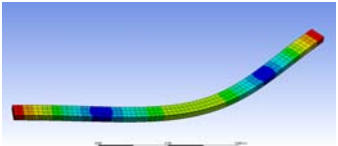
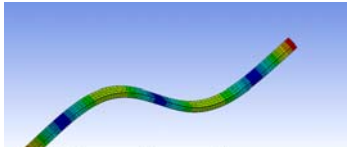
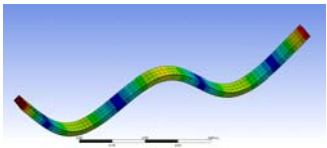
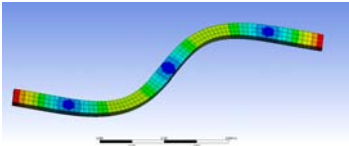
Фанерный сердечник: 1401 узлов, 728 элементов.

Таблица 2

Собственные колебания балки (первое приближение)

№	Формы	Частоты балки, Гц	Частоты балки с грузами на концах, Гц	Частоты балки с грузом посередине, Гц	Частоты балки с грузами на концах и посередине, Гц
1	 Вертикальный изгиб I тон	89	79	83	74
2	 Горизонтальный изгиб I тон	175	155	161	144
3	 Вертикальный изгиб II тон	205	183	205	184
4	 Вертикальный изгиб III тон	373	335	340	313
5	 Горизонтальный изгиб II тон	390	349	390	348

Собственные колебания балки (второе приближение)

№	Формы	Частоты балки, Гц	Частоты балки с грузами на концах, Гц	Частоты балки с грузом посередине, Гц	Частоты балки с грузами на концах и посередине, Гц
1	 Вертикальный изгиб I тон	92	82	86	76
2	 Горизонтальный изгиб I тон	188	167	175	157
3	 Вертикальный изгиб II тон	208	185	208	186
4	 Вертикальный изгиб III тон	370	335	340	310
5	 Горизонтальный изгиб II тон	396	355	396	356

2) Слои 0° : 4228 – узлов, 3600 элемента.
Слои $\pm 45^\circ$: 6644 – узлов, 6000 элементов.
Фанерный сердечник: 2092 узлов, 1049 элементов.

ТОВ.

3) Слои 0° : 16856 – узлов, 15600 элемента.
Слои $\pm 45^\circ$: 25726 – узлов, 24441 элементов.
Фанерный сердечник: 39841 узлов, 22206 элементов.

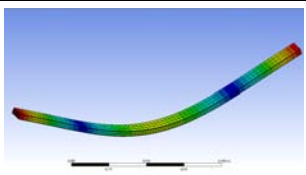
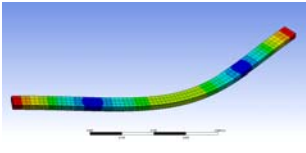
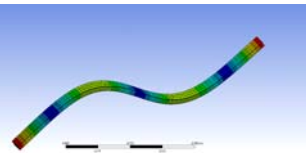
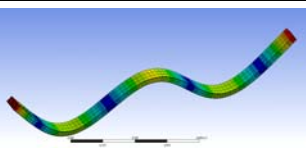
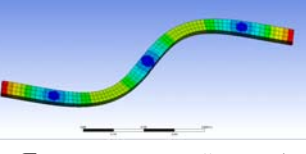
Сравнение результатов

Расчетные формы и частоты низших тонов, связанных с изгибом в вертикальной плоскости,

достаточно близки к полученным в эксперименте. Различия расчетных и экспериментальных значений параметров колебаний в горизонтальной плоскости объясняется менее точным моделированием жесткостей сечений, связанных с горизонтальным изгибом.

Грузы, размещенные на концах балки, оказали влияние на все тона, так как находились в местах максимальных амплитуд всех представленных форм колебаний. Частоты всех тонов колебаний снизились на $\sim 10\text{--}12\%$.

Собственные колебания балки (третье приближение)

№	Формы	Частоты балки, Гц	Частоты балки с грузами на концах, Гц	Частоты балки с грузом посередине, Гц	Частоты балки с грузами на концах и посередине, Гц
1	 Вертикальный изгиб I тон	80	71	74	65
2	 Горизонтальный изгиб I тон	162	146	150	131
3	 Вертикальный изгиб II тон	210	178	209	179
4	 Вертикальный изгиб III тон	372	335	338	299
5	 Горизонтальный изгиб II тон	420	349	419	348

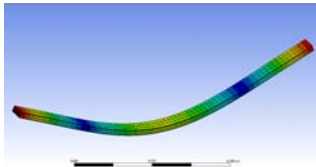
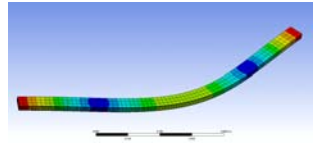
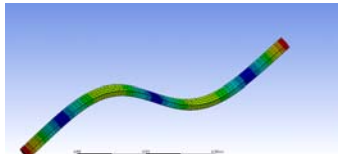
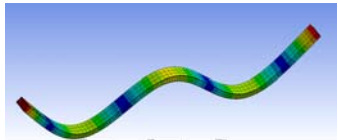
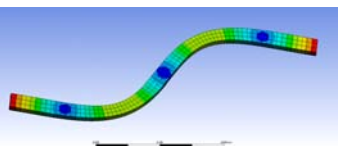
Груз, установленный в середине балки, практически не повлиял на формы и частоты изгиба II тона в вертикальной и горизонтальной плоскостях, так как находился вблизи узлов этих форм колебаний. Однако он оказал существенное влияние на 1 тон изгиба, снизив частоту на ~7%.

Эффект от размещения грузов на концах балки и в ее середине в первом приближении может быть учтен суммированием эффектов от установки этих грузов в отдельности. Это свойство (при использовании грузов сравнительно небольшой массы) позволяет упростить настройку инерционных параметров ДПМ.

Выводы

Представлен алгоритм выбора проектных параметров ДПМ и настройки модели по результатам ее испытаний. Реализация этого алгоритма продемонстрирована на простом примере (балка постоянного сечения, усиленная слоями ПКМ). Приведены низшие формы и частоты собственных колебаний изгиба с учетом влияния доводочных грузов. Сравнение результатов исследований показывает, что расчетные значения изгибной жесткости сечения, полученные с использованием теоретических соотношений и характеристик ма-

Собственные колебания балки (натурный эксперимент)

№	Формы	Частоты балки, Гц	Частоты балки с грузами на концах, Гц	Частоты балки с грузом посередине, Гц	Частоты балки с грузами на концах и посередине, Гц
1	 Вертикальный изгиб I тон	84	77	78	70
2	 Горизонтальный изгиб I тон	144	122	126	112
3	 Вертикальный изгиб II тон	229	218	228	216
4	 Вертикальный изгиб III тон	363	358	360	356
5	 Горизонтальный изгиб II тон	442	423	440	418

териала, учитывающих особенности технологии изготовления ДПМ, достаточно близки к найденным в экспериментах при статическом нагружении и при проведении резонансных испытаний. Настройка такой модели не требует особых затрат. Это позволяет считать, что принятая методика расчета и проектирования обеспечивает получение требуемых характеристик ДПМ.

Библиографический список

1. Кузьмина С.И. Особенности нестационарной аэродинамики в трансзвуковом диапазоне чисел Маха // Труды ЦАГИ. Вып. №2738. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2013. С. 189-204.
2. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфмэн Р.Л. Аэроупругость; Пер. с англ. Г. И. Баренблатта / Под ред. Э.И. Григолюка. — М.: Изд-во иностранной литературы, 1958. — 799 с.
3. Лыщинский В.В. Моделирование флаттера в аэродинамических трубах. — М.: Физматлит, 2009. — 80 с.

4. *Азаров Ю.А., Черноволов Р.А.* Дренированные аэроупругие модели летательных аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77062>
5. *Черноволов Р.А., Янин В.В.* Исследование бафтинга ЛА в аэродинамической трубе // Авиационная промышленность. 2016. № 3. С. 9-14.
6. *Азаров Ю.А., Брускова Е.В., Карклэ П.Г., Черноволов Р.А.* Динамически подобная аэродинамическая модель несущей поверхности летательного аппарата. Патент RU 2578915 С1. Бюл. №9, 27.03.2016.
7. *Garrick I.E., Reed W.H.* Historical development of aircraft flutter // Journal of Aircraft. 1981. Vol. 18. No. 11, pp. 897-912. DOI: 10.2514/3.57579
8. *Kehoe M.W.* A Historical Overview of Flight Flutter Testing. — National Aeronautics and Space Administration (NASA) Technical Memorandum 4720. October 1995, 20 p.
9. *Stodieck O., Francois G., Heathcote D., Zypeloudis E., Kim B.C., Rhead A.T., Cleaver D., Cooper J.E.* Experimental validation of tow-streered composite wings for aeroelastic design // 17th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2017). 25-28 June 2017, Como — Italy, pp. 518-533.
10. *Ringertz U., Eller D., Keller D.F., Silva W.A.* Design and testing of a full span aeroelastic wind tunnel model // 17th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2017). 25-28 June 2017, Como — Italy, pp. 1880-1899.
11. *Pankonien A.M., Reich G.W., Hardin J.O., Bhagat N., Berrigan J.D.* From model to manufacture: additive aeroelastic morphing testbeds // 17th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2017). 25-28 June 2017, Como — Italy, pp. 1662-1676.
12. *Geeraert A., Lepage A., Stephani P., Feldmann D., Haberli W.* Wind tunnel flutter tests of a u-tail configuration — Part 1: Model design and testing // 17th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2017). 25-28 June 2017, Como — Italy, pp. 814-833.
13. *Ендогур А.И., Кравцов В.А.* Идеология проектирования авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57755>
14. *Ендогур А.И., Кравцов В.А., Солошенко В.Н.* Принципы рационального проектирования авиационных конструкций с применением композиционных материалов // Труды МАИ. 2014. № 72. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=47572>
15. *Васильев В.В.* Механика конструкций из композиционных материалов. — М.: Машиностроение, 1988. — 272 с.
16. *Полилов А.Н.* Этюды по механике композитов: Монография. — М.: Физматлит, 2015. — 320 с.
17. *Васильев В.В., Протасов В.Д., Болотин В.В. и др.* Композиционные материалы: Справочник. — М.: Машиностроение, 1990. — 512 с.
18. *Чжо А.Л., Артемьев А.В., Рабинский Л.Н., Афанасьев А.В., Семенов Н.А., Соляев Ю.О.* Идентификация свойств монослоя в углепластике с наномодифицированной матрицей // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 197-208.
19. *Бычков А.Н., Фетисов Г.П., Кыдралиева К.А., Соколов Е.А., Джардималиева Г.И.* Нанокomпозиционные материалы на основе металлосодержащих наночастиц и термопластичных полимерных матриц: получение и свойства // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 209-222.
20. *Попов Б.Г.* Расчет многослойных конструкций вариационно-матричными методами: Учебное пособие. — М.: Изд-во МГТУ, 1993. — 294 с.
21. *Туктаров С.А., Чедрик В.В.* Некоторые аспекты моделирования композиционного кессона крыла большого удлинения анизотропной балкой // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. 46. № 3. С. 70-84.
22. *Weisshaar T.A., Foist B.L.* Vibration Tailoring of Advanced Composite Lifting Surfaces // Journal of Aircraft. 1985. Vol. 22. No. 2, pp.141-147. DOI: 10.2514/3.45098

VALIDATION OF DESIGNING AND MANUFACTURING PROCEDURES OF AIRCRAFT DYNAMICALLY SIMILAR MODELS WITH POLYMER COMPOSITE MATERIALS APPLICATION

Chernovolov R.A.* , Garifullin M.F., Kozlov S.I.

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

** e-mail: r.chernovolov@gmail.com*

Abstract

Drained dynamically scaled models have been designed for studying unsteady aerodynamic characteristics in wind tunnels. At present, such models testing is of the greatest interest both from the

viewpoint of their application for studying safety of the prospective aircraft from the flutter and buffeting, and for verification of calculated aerodynamics with account for the structure elasticity.

The article presents an algorithm for design parameters selecting of a dynamically scaled model and its tuning by test results. The proposed procedure for implementing this algorithm is demonstrated on a simple example (a beam of constant cross section, reinforced by layers of a polymer composite material). Issues of technology for design and manufacturing of a typical element of the dynamically scaled aircraft model applying polymer composite materials are considered. Frequency tests conducting technique is presented, as well as the results of computational and experimental studies of the shapes and frequencies of natural oscillations with account for the additional loads placement. Computed shapes and frequencies of natural oscillations obtained by the finite element method using several successively condensed grids are given. The research findings comparison indicates that calculated values of the cross-section bending stiffness obtained using theoretical relationships and characteristics of the material, accounting for specifics of dynamically similar model manufacturing technology, are close enough to those obtained by the experiments at static loading and resonant tests conducting. Setting-up such model does not require special efforts. It allows considering, that the accepted calculating and design technique ensures obtaining required characteristics of the dynamically similar model.

Keywords: dynamically scale model, polymer composite materials, oscillation shapes and frequencies.

References

1. Kuz'mina S.I. *Trudy TsAGI*, issue 2738, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2013, pp. 189-204.
2. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L. *Aeroelasticity*. Dover Publications, Inc., Mineola, N.Y., 1996, 880 p.
3. Lyshchinskii V.V. *Modelirovanie flattera v aerodinamicheskikh trubakh* (Flutter simulation in wind tunnels), Moscow, Fizmatlit, 2009, 80 p.
4. Azarov Yu.A., Chernovolov R.A. *Trudy MAI*, 2017, no. 92. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=77062>
5. Chernovolov R.A., Yanin V.V. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 2016, no. 3, pp. 9-14.
6. Azarov Yu.A., Brusikova E.V., Karkle P.G., Chernovolov R.A. *Patent RU 2578915 C1*, 27.03.2016.
7. Garrick I.E., Reed W.H. Historical development of aircraft flutter. *Journal of Aircraft*, 1981, vol. 18, no. 11, pp. 897-912. DOI: 10.2514/3.57579
8. Kehoe M.W. *A Historical Overview of Flight Flutter Testing*. National Aeronautics and Space Administration (NASA) Technical Memorandum 4720. October 1995, 20 p.
9. Stodieck O., Francois G., Heathcote D., Zypeloudis E., Kim B.C., Rhead A.T., Cleaver D., Cooper J.E. Experimental validation of tow-streered composite wings for aeroelastic design. *17th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2017)*. 25-28 June 2017, Como – Italy, pp. 518-533.
10. Ringertz U., Eller D., Keller D.F., Silva W.A. Design and testing of a full span aeroelastic wind tunnel model. *17th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2017)*. 25-28 June 2017, Como – Italy, pp. 1880-1899.
11. Pankonien A.M., Reich G.W., Hardin J.O., Bhagat N., Berrigan J.D. From model to manufacture: additive aeroelastic morphing testbeds. *17th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2017)*. 25-28 June 2017, Como – Italy, pp. 1662-1676.
12. Geeraert A., Lepage A., Stephani P., Feldmann D., Haberli W. Wind tunnel flutter tests of a u-tail configuration – Part 1: Model design and testing. *17th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2017)*. 25-28 June 2017, Como – Italy, pp. 814-833.
13. Endogur A.I., Kravtsov V.A. *Trudy MAI*, 2015, no. 81. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=57755>
14. Endogur A.I., Kravtsov V.A., Soloshenko V.N. *Trudy MAI*, 2014, no. 72. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=47572>
15. Vasil'ev V.V. *Mekhanika konstruksii iz kompozitsionnykh materialov* (Mechanics of structures from composite materials), Moscow, Mashinostroenie, 1988, 272 p.
16. Polilov A.N. *Etyudy po mekhanike kompozitov* (Essays on composites mechanics), Moscow, Fizmatlit, 2015, 320 p.
17. Vasil'ev V.V., Protasov V.D., Bolotin V.V. i dr. *Kompozitsionnye materialy. Spravochnik* (Composite materials. Handbook), Moscow, Mashinostroenie, 1990, 512 p.
18. Kyaw A.L., Artemev A.V., Rabinskii L.N., Afanas'ev A.V., Semenov N.A., Solyaev Yu.O. Monolayer properties identification in carbon composite with nano-modified matrix. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 197-208.
19. Bychkov A.N., Fetisov G.P., Kydraliev K.A., Sokolov E.A., Dzhardimalieva G.I. Nanocomposite materials based on metallic nanoparticles and thermoplastic polymer matrices: production and properties. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 209-222.
20. Popov B.G. *Raschet mnogosloinykh konstruksii variatsionno-matrichnymi metodami* (Multilayer structures calculation by variation matrix methods), Moscow, MGTU, 1993, 294 p.
21. Tuktarov S.A., Chedrik V.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2015, vol. 46, no. 3, pp. 70-84.
22. Weisshaar T.A., Foist B.L. Vibration Tailoring of Advanced Composite Lifting Surfaces. *Journal of Aircraft*, 1985, vol. 22, no. 2, pp. 141-147. DOI: 10.2514/3.45098