

УДК 629.7.015.4

doi: 10.26907/2541-7746.2020.4.441-454

СОВРЕМЕННЫЙ МЕТОД СОЗДАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИ ПОДОБНЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ФЛАТТЕРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*А.В. Долгополов, Д.А. Казанцев, И.В. Маркин,
О.А. Орлова, С.В. Шалаев*

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, 140180, Россия*

Аннотация

Проведен комплекс работ, включающий проектирование, изготовление, испытания динамически подобной модели (ДПМ) цельноповоротного оперения летательного аппарата при расчетном сопровождении каждого этапа. ДПМ предназначена для исследования флаттерных характеристик в аэродинамической трубе. ДПМ цельноповоротного оперения представляет собой фанерный сердечник с послойно наклеенными стеклотканью, углепластиком и формообразующим материалом. Для достоверного определения границ флаттера ДПМ должна максимально точно воспроизводить динамические характеристики натурального объекта. С этой целью разработан подход, позволяющий на каждом этапе создания ДПМ проводить экспериментальное определение модальных характеристик и корректировать математические модели. Для доводки ДПМ одна из математических моделей создана конструктивно-подобной на основе конечных элементов, вторая – на основе пластинчатых и балочных элементов по методу полиномов и в последующем использовалась для расчета границ флаттера. При проведении комплекса работ указанный подход обеспечил высокую точность моделирования динамических свойств натурального цельноповоротного оперения и экспериментального определения границ флаттера.

Ключевые слова: динамически подобная модель, флаттер, модальные испытания, проектирование, модальные характеристики, математическая модель, аэродинамическая труба

1. Этап проектирования

Основной целью проектирования динамически подобной модели (ДПМ) являлось обеспечение динамического подобия натурной конструкции цельноповоротного оперения (ЦПО). Схема конструкции ДПМ изображена на рис. 1.

Модель состоит из силового сердечника и формообразующей поверхности с обшивкой. Силовой сердечник (поз. 1) служит для обеспечения преимущественно жесткостных и прочностных характеристик, а формообразующая с обшивкой моделирует аэродинамическую поверхность.

Силовой сердечник (поз. 1) состоит из переклеенной авиационной фанеры с наклеенной на нее с обеих сторон стеклотканью. Углепластиковые пластины (поз. 2), входящие в силовую часть ДПМ, склеены с фанерным сердечником и между собой. Для облегчения массы ДПМ в фанерном сердечнике высверлены отверстия

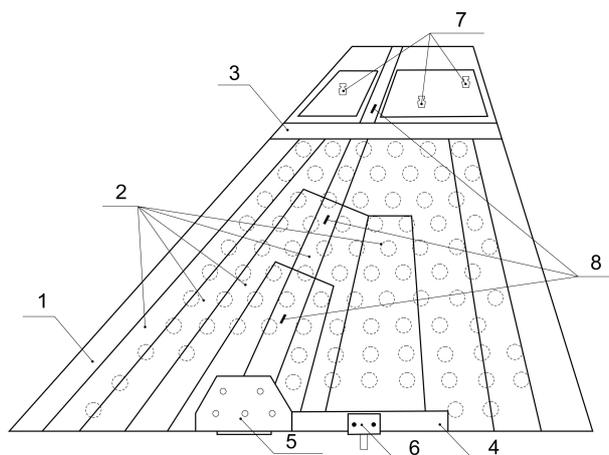


Рис. 1. Схема конструкции ДПМ

и заполнены экструдированным пенополистиролом. Стальная нервюра (поз. 3) является доводочным грузом и дополнительным элементом обеспечивающим жесткость силовой части. Фанерные накладки (поз. 4) моделируют дополнительную жесткость бортовой нервюры и служат для фиксации силового сердечника.

ДПМ устанавливается на трехступенном стенде в рабочей части аэродинамической трубы (АДТ) при помощи титановой вилки (поз. 5). Для крепления стопорного устройства предотвращения флаттера предусмотрена стальная вилка (поз. 6). В силовой сердечник установлены три тензодатчика на изгиб и кручение (поз. 8). На силовой сердечник наклеена формообразующая поверхность, изготовленная из экструдированного пенополистирола, обладающего малым удельным весом и достаточной прочностью. Формообразующая обработана по теоретическому контуру, на нее наклеена обшивка из стеклоткани для предотвращения разрушения и создания гладкости.

Массово-инерционные характеристики (МИХ) секторов модели вычислены с учетом коэффициента перетяжеления по плотности, объему деталей и распределению точечных масс натурального объекта, используемых для доводки секторов ДПМ. Подобие распределения масс в модели ЦПО обеспечено путем установки доводочных грузов (поз. 7). Геометрические формы и толщины углепластиковых пластин определены расчетными методами из условия обеспечения подобия по распределению жесткостей натурной конструкции.

Проектирование ДПМ состояло из следующих этапов:

1) расчет распределенной жесткости обшивки, лонжерона и нервюр в сечениях ЦПО натурального летательного аппарата (ЛА). Пересчет жесткости по подобию, определение геометрической формы и толщин углепластиковых пластин силового сердечника ДПМ;

2) создание полной конечно-элементной модели (КЭМ) ДПМ с доводкой по МИХ ее секторов точечными массами;

3) расчет полной КЭМ (п. 2) на собственные частоты и формы колебаний, сравнение результатов расчета с испытаниями свободно вывешенного ЦПО натурального ЛА. Если расчетные собственные частоты и формы колебаний первых четырех тонов совпадают с соответствующими четырьмя частотами и формами в эксперименте, то распределение жесткостей ДПМ определено верно;

4) создание и расчет на собственные частоты и формы колебаний полной КЭМ с доводочными грузами и отверстиями в фанерном сердечнике;

5) сравнение результатов расчета полной КЭМ (п. 4) с испытаниями свободно висящего ЦПО натурального ЛА.

2. Процесс производства

Контроль изготовления осуществлялся на каждом шаге создания ДПМ в следующем порядке:

1) проведение расчетов КЭМ на собственные частоты и формы колебаний для каждого этапа с контрольными измерениями геометрических, упругих и массовых характеристик;

2) определение модальных характеристик свободно висящей ДПМ ЦПО для очередного этапа;

3) сравнение результатов расчета п. 1 с испытаниями п. 2. Если расчетные собственные частоты и формы колебаний совпадают с экспериментом, то на текущем этапе распределение жесткостей ДПМ соответствует целевому, в противном случае корректируются геометрическая форма и толщины последующих слоев в КЭМ ДПМ;

4) формирование флаттерной математической модели по верифицированным согласно п. 3 обобщенным характеристикам модулей упругости материалов силового сердечника, углепластиковых и других слоев;

5) контрольные расчеты модальных характеристик на математических моделях и сравнение с экспериментом, при необходимости коррекция элементов ДПМ.

В процессе изготовления можно выделить следующие основные этапы создания ДПМ ЦПО:

- 1) изготовление фанерного сердечника с перфорацией;
- 2) наклейка первого слоя пластин из углепластика;
- 3) наклейка трех слоев пластин из углепластика;
- 4) наклейка пяти слоев пластин из углепластика;
- 5) полная ДПМ: наклеены шесть слоев углепластиковых пластин, стальной пояс, доводочные грузы, накладки, тензодатчики, формообразующая, обшивка и вилка для крепления к стенду.

2.1. Экспериментальное определение модальных характеристик.

В процессе испытаний разработаны методические рекомендации для определения модальных характеристик (собственных частот, форм и логарифмических декрементов колебаний) ДПМ с небольшими габаритами и массой.

Для удобства коррекции математических моделей испытания ДПМ необходимо проводить в свободно висящем состоянии, как показано на рис. 2. Указанный способ вешивания обеспечивает отсутствие влияния закрепления на исследуемые тона колебаний и отличие частот высшего подвесочного и первого упругого тона более чем на порядок.

Необходимо определить достаточное количество датчиков и их расположение, исходя из результатов расчета. При этом нужно добиваться равномерного распределения датчиков на модели так, чтобы они не оказывали влияния на формы колебаний. На рис. 2 показана схема расположения 35 точек измерения колебаний на ДПМ. Измерение колебаний осуществлялось с использованием акселерометров массой 0.5 г.

При установке датчиков требуется проводить оценку влияния их массы на частоты и декременты колебаний посредством испытаний с одним акселерометром.

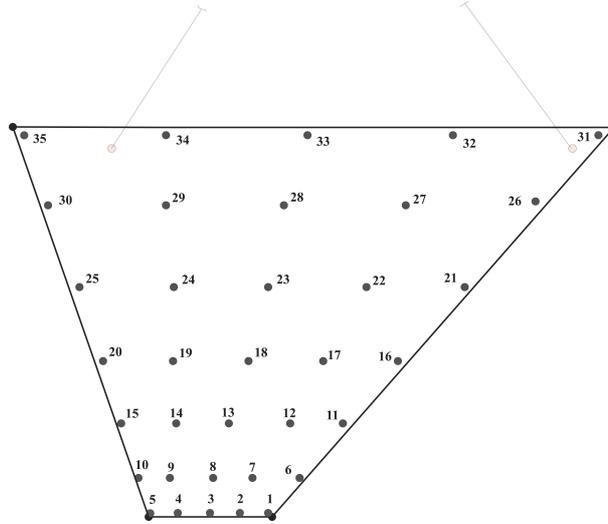


Рис. 2. Расположение точек измерения колебаний на ДПМ

При этом контрольный датчик не должен попадать на узловые линии форм и амплитуды колебаний исследуемых тонов должны быть наиболее высокими в месте его установки. Например, для ДПМ ЦПО, результаты испытаний первых двух упругих тонов колебаний с одним датчиком показывают отличия в частотах до 2% и в декрементах до 48%.

Экспериментальное определение модальных характеристик основывается на измерении частотных характеристик установившихся колебаний и переходных процессов. В данном случае предпочтительно возбуждение колебаний конструкции гармоническим сигналом или импульсным воздействием. Для выбора наиболее подходящего способа требуется оценка влияния системы возбуждения колебаний на модальные характеристики.

Вынужденные колебания описываются уравнением [1]:

$$[M]\{\ddot{\mathbf{u}}(t)\} + [H]\{\dot{\mathbf{u}}(t)\} + [K]\{\mathbf{u}(t)\} = \{\mathbf{F}(t)\}$$

где $[M]$ – матрица масс, $[H]$ – матрица жесткости, $[K]$ – матрица демпфирования, $\mathbf{u}(t)$ – вектор перемещений, $\mathbf{F}(t)$ – вектор внешних сил.

При гармоническом возбуждении колебаний $\{\mathbf{F}(t)\} = \text{Re}\{\{\mathbf{F}_0\}e^{i\omega t}\}$ решение в виде $\{\mathbf{u}(t)\} = \{\bar{\mathbf{U}}\}e^{i\omega t} = \{\mathbf{U}_0\}e^{i(\omega t - \phi)}$ при начальном перемещении и скорости равных нулю дает набор комплексных векторов:

$$\{\bar{\mathbf{U}}\} = (-\omega^2[M] + i\omega[H] + [K])^{-1}\{\mathbf{F}_0\}.$$

Здесь $\{\mathbf{F}_0\}$ и $\{\mathbf{U}_0\}$ – действительные вектора внешних сил и перемещений конструкции, ω – круговая частота колебаний, ϕ – фазовый сдвиг, на который колебания смещения отстают от колебаний силы.

В случае импульсного возбуждения колебаний в момент удара импульс от силы описывается как

$$I_0 = \int_0^{\varepsilon} F(t)dt = m\dot{u}(\varepsilon) - m\dot{u}(0) = m\dot{u}(0^+) - mv_0,$$

где ε – момент времени существования импульса, то есть $\varepsilon = 0^+$, v_0 – начальные скорости.

Импульс от силы вызывает скачок начальных скоростей

$$\Delta \dot{u} = \dot{u}(0^+) - \dot{u}(0) = I_0/m.$$

Далее, начиная с момента $t > 0^+$ (то есть после исчезновения импульса) $\mathbf{F}(t) = 0$, движение конструкции описывается уравнением свободных колебаний

$$m\ddot{\mathbf{u}}(t) + h\dot{\mathbf{u}}(t) + k\mathbf{u}(t) = 0$$

с начальными условиями

$$u(0^+) = u_0, \quad \dot{u}(0^+) = v_0 + I_0/m$$

В состоянии покоя импульсный отклик записывается в виде

$$u(t) = \frac{I_0}{m\omega_d} e^{-\xi\omega_0 t} \sin \omega_d t,$$

где $\omega_d = \omega_0 \sqrt{1 - \xi^2}$ – круговая частота колебаний системы с демпфированием, ξ – коэффициент демпфирования колебаний, ω_0 – собственная частота колебаний.

Сигналы отклика при импульсном возбуждении обрабатываются цифровыми анализаторами, использующими преобразование Фурье. Частотная характеристика получается в результате деления взаимной спектральной плотности сигналов вибрации и силы на собственную спектральную плотность вынуждающей силы, при этом сигналы отклика и силы подвергаются предварительной обработке во временной области. Для того чтобы полученная оценка ЧХ попадала в заданный доверительный интервал, производится усреднение спектров по выборке соответствующего объема.

Проведем оценку влияния одних из наиболее миниатюрных электродинамических вибровозбудителей со следующими характеристиками: максимальное развиваемое усилие 20 Н, масса подвижной части 61 г, жесткость мембраны 2 Н/мм, масса тяг, датчика силы и крепежа равна приблизительно 65 г, что в сумме для двух вибровозбудителей составляет порядка 25% от массы фанерного сердечника. Из-за влияния на конструкцию применение вибровозбудителей возможно только совместно с датчиками силы, которые позволяют компенсировать присоединенную массу катушки, жесткость и демпфирование мембраны, массу тяг и креплений.

На рис. 3 представлены варианты расположения точек гармонического возбуждения на ДПМ. Результаты показывают, что в среднем отличие в частотах гармонического от импульсного возбуждения составляет от 0.6% до 10% в зависимости от точки возбуждения. Наименьшее влияние вибровозбудители оказывают в точках возбуждения 5 и 6 (рис. 3), как наиболее близких к оси жесткости ДПМ и бортовой хорде. Частоты первых трех тонов при гармоническом возбуждении в этих точках ниже на 0.6–2.5%, чем для свободных колебаний. Кроме того, в указанных точках значение усредненного фазового сдвига выше в среднем на 70%, а декременты завышены на 50% по сравнению с импульсным возбуждением.

Критерием выделения тона колебаний является условие минимума усредненного фазового сдвига с весовыми коэффициентами. Этот показатель характеризует разброс фазы, позволяет учесть все точки измерений конструкции (поскольку на узловых линиях появляются ошибки измерений) [2] и определяется выражением

$$\Phi_{cp} = \sum_{i=1}^n w_i \frac{180}{\pi} \operatorname{arctg} \left(\frac{|\operatorname{Re}(\mathbf{u}_i)|}{|\operatorname{Im}(\mathbf{u}_i)|} \right) / \sum_{i=1}^n w_i,$$

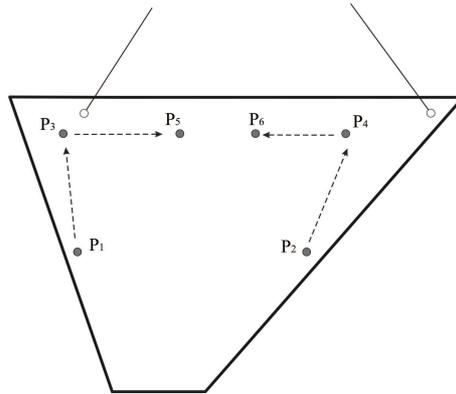


Рис. 3. Процесс выбора точек гармонического возбуждения

где w_i – весовые коэффициенты, определяющиеся по величине коэффициентов нормированных форм колебаний каждого тона; \mathbf{u}_i – векторы перемещений отдельных n точек конструкции. Практически, для удовлетворительного выделения тона собственных колебаний должно выполняться условие $\Phi_{\text{ср}} \leq 3^\circ$.

По результатам оценки всех критериев импульсное возбуждение модальным молотком при проведении испытаний легких конструкций является предпочтительным: упрощается процесс проведения испытаний, поскольку нет затрат времени на сборку системы возбуждения колебаний и ее правильную установку; существенно сокращается время сбора данных, так как гармоническое возбуждение с пошаговым изменением частоты занимает гораздо больше времени, чем серия ударов; отсутствует влияние присоединенной массы и жесткости; наиболее точно определяются частоты, формы и логарифмические декременты колебаний.

Необходимо отметить, что при определении модальных характеристик при импульсном воздействии имеется ряд ограничений для различных конструкций. Такие ограничения могут быть вызваны нелинейностями и высоким демпфированием конструкций, неправильным выбором количества и мест ударов, разрешающей способностью и настройкой системы сбора данных.

Таким образом, определен минимально необходимый набор действий для достоверной верификации математических моделей ДПМ: осуществить свободное вывешивание; выбрать равномерное распределение датчиков для выделения необходимого количества тонов колебаний; провести контрольное измерение частот с одним характерным датчиком; выбрать точки импульсного возбуждения; контролировать значения усредненного фазового сдвига и декрементов колебаний, которые также служат индикаторами выделения тона.

2.2. Расчет модальных характеристик. Расчет собственных частот и форм колебаний свободно вывешенной ДПМ проведен методом конечных элементов (программный комплекс Nastran). Полная КЭМ состоит из фанерного сердечника, стеклоткани, углепластиковых пластин, формообразующей поверхности, обшивки. Фанерный сердечник, фанерные накладки смоделированы объемными элементами типа 3D-композит. Формообразующая поверхность, доводочные грузы, пенополистирол, вилка моделируются объемными элементами типа PSOLID. Стеклоткань, углепластиковые пластины, нервюра и обшивка, наклеенные на фанерный сердечник, смоделированы композитными оболочечными конечными элементами. Масса проводов, датчиков и паза смоделирована элементами структурных масс.

Табл. 1

Сравнение расчетных и экспериментальных частот на этапах изготовления ДПМ ЦПО

Этап/тон	0	1	2	3	4	5
	<i>f</i> , Гц – эксперимент					
1	–	24.6	51.6	75.09	82.34	76.03
2	–	40.19	68.87	94.05	99.93	97.12
3	–	44.73	85.16	113.91	117.87	122.56
4	–	61.98	116.13	146.02	154.09	162.09
	<i>f</i> , Гц – расчет					
1	26.85	25.18	52.09	75.15	82.36	75.56
2	42.29	39.29	68.22	93.56	100.44	98.11
3	49.83	46.46	85.52	115.66	119.31	122.03
4	68.65	63.79	116.70	146.94	156.13	161.01
	Отличия от эксперимента, %					
1	9.2	2.3	0.94	0.08	0.02	–0.62
2	5.2	–2.2	–0.94	–0.52	0.52	1.01
3	11.4	3.9	0.43	1.54	1.22	–0.43
4	10.8	2.9	0.49	0.63	1.32	–0.67

По результатам модальных испытаний и расчетов корректировались упругие свойства конечно-элементной модели, сравнение частот колебаний по результатам поэтапной доводки ДПМ показаны в табл. 1.

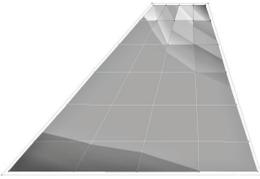
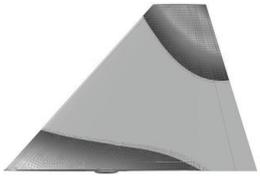
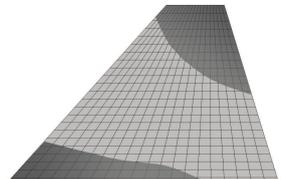
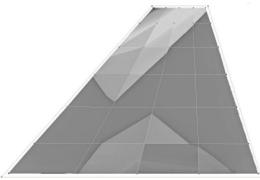
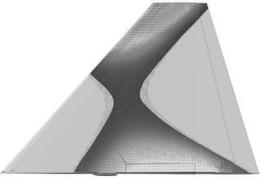
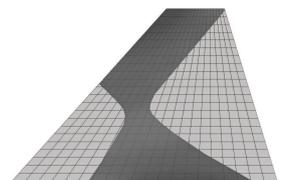
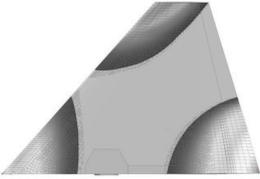
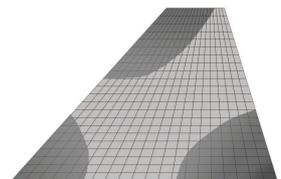
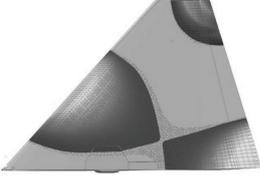
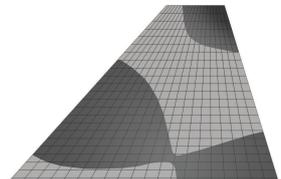
Как видно из табл. 1, наиболее ответственными являются этапы 1–4, связанные с наклейкой углепластика, поскольку вызывают наибольшие изменения жесткостных характеристик. Погрешность в частотах первых 4 тонов колебаний для окончательного этапа изготовления не превышает 1%.

Необходимо отметить, что на нулевом этапе (проектировочном) имелись существенные отличия в частотах, обусловленные неточностью исходных данных по модулям упругости углепластика, которые пришлось определять на первом этапе и использовать в последующих расчетах. В ходе расчетного сопровождения этапа изготовления ДПМ было получено, что характеристики клея и связующего существенно влияют на частоты и формы колебаний.

Упругие свойства материалов верифицированной на каждом этапе КЭМ переносились на вторую математическую модель, предназначенную для расчетов на флаттер (программный комплекс КС-М [3]). Математическая модель формировалась послойно из пластинчатых элементов, аналогично физической ДПМ, на каждом этапе проводилась коррекция распределения жесткостных и массово-инерционных характеристик. Для расчета упруго-массовых свойств использовался полиномиальный метод Ритца. Основной (силовой) набор пластин представляет собой сердечник в виде фанеры. Ортотропные свойства фанеры подбирались таким образом, чтобы достичь соответствия результатам расчета на собственные формы и частоты КЭМ и испытаниям ДПМ. На тех участках, где введена перфорация, использовались редуцированные жесткостные характеристики фанеры. Стеклопластик моделировался изотропным материалом, слой углепластика – ортотропным материалом. Стальной пояс моделировался аналогично КЭМ – пластинами из изотропного материала, но помимо этого накладывался балочный элемент с невысокой жесткостью для лучшей сходимости по собственным формам. Доводочные грузы задавались точечными массами. Провода с датчиками моделировалась балочными элементами с нулевой жесткостью с распределенной погонной массой. Фанерные накладные элементы в основании модели моделировались пластинчатыми ортотропными элементами, жесткость которых подбиралась до получения приемлемого подобия

Табл. 2

Формы колебаний полной ДПМ

Эксперимент	Nastran	КС-М
 $f = 76.02$ Гц	 $f = 75.44$ Гц	 $f = 76.04$ Гц
 $f = 97.12$ Гц	 $f = 94.54$ Гц	 $f = 96.66$ Гц
 $f = 122.56$ Гц	 $f = 120.84$ Гц	 $f = 123.68$ Гц
 $f = 162.09$ Гц	 $f = 160.28$ Гц	 $f = 166.17$ Гц

по формам и частотам. В табл. 2 приведено сравнение частот и форм колебаний для окончательного этапа изготовления ДПМ. При экспериментальном определении форм колебаний параметр $\Phi_{\text{ср}}$ в среднем составил 0.7° . Благодаря разработанному поэтапному алгоритму контроля изготовления ДПМ и коррекции обеих математических моделей на каждом шаге удалось получить хорошее подобие по формам и частотам окончательного варианта ДПМ и обеспечить высокую точность ее изготовления.

3. Расчет на флаттер и испытания в АДТ

После окончательной доводки ДПМ ЦПО была смонтирована на трехстепенном стенде в рабочей части АДТ для проведения флаттерных испытаний. На стенде при помощи установки пружин по соответствующим степеням свободы моделировалось различное значение величины κ , которое показывает отношение частоты тона вращения модели на стенде к частоте тона изгиба модели. В исследованиях варьировались частоты вращения, изгиба из плоскости и в плоскости хорд. Жест-

Табл. 3

Результаты испытаний ЦПО ДПМ на трехступенном стенде

№ пружин			f , Гц			
Изгиб	Вращение	В пл. хорд	Изгиб	Вращение	В пл. хорд	Изгиб 2-й тон
∞	∞	∞	18.92	39.51	51.23	66.95
∞	пр. 2	∞	18.80	36.38	48.58	66.54
∞	пр. 3	∞	18.59	35.47	46.86	66.76
∞	пр. 3	∞	17.48	33.91	36.68	66.07
∞	пр. 4	∞	14.36	33.15	28.38	65.54

Табл. 4

Расчетная сводка частот

№ пружин			f , Гц			
Изгиб	Вращение	В пл. хорд	Изгиб	Вращение	В пл. хорд	Изгиб 2-й тон
∞	∞	∞	18.87	39.53	51.08	65.86
∞	пр. 2	∞	18.69	36.54	48.39	66.53
∞	пр. 3	∞	18.66	34.85	46.86	66.68
∞	пр. 3	∞	17.50	33.87	36.68	64.48
∞	пр. 4	∞	14.19	33.47	29.18	63.04

кость пружин подбиралась так, чтобы обеспечить соответствие частот модели натурному ЦПО, с учетом вариации по параметру.

В расчете КС-М закрепление на стенде моделировалось пластинчатыми элементами (стальная вилка) с набором пружин (болты стальной вилки и пружины стенда), чтобы добиться подобия по формам и частотам физической ДПМ на стенде.

Результаты сравнения частот колебаний на стенде для различных жесткостей пружин приведены в табл. 3 и 4. В табл. 3 символ “∞” означает жесткую вставку, пр. 1–4 – номер пружины, где пр. 1 – самая жесткая, а пр. 4 – самая мягкая.

Необходимо отметить хорошее совпадение по формам колебаний, полученных в ходе наземных частотных испытаний (НЧИ) на стенде и полученных при расчете в программе КС-М (табл. 5), расхождение по частотам первым трех тонов составило менее 3%. Как и у ЦПО натурального ЛА, формы колебаний ДПМ имеют связь между вращением и изгибом.

После верификации математической модели ДПМ, созданной по результатам модальных испытаний на стенде в программном комплексе КС-М, проводился расчет флаттерных характеристик при различных значениях чисел Маха, плотности и жесткости заделки.

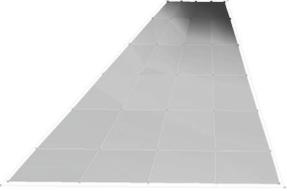
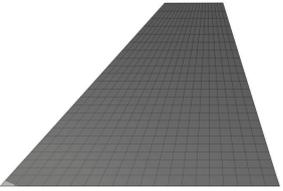
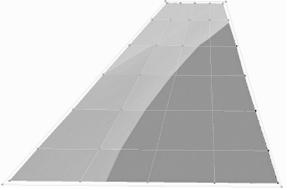
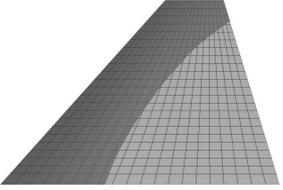
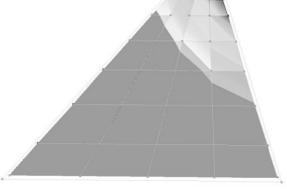
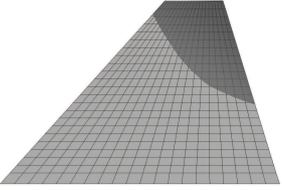
В комплексе КС-М рассчитывались колебания элементов конструкции при воздействии аэродинамического потока и определялись зависимости критического скоростного напора флаттера от характеристик собственных колебаний [4]. Задача решается в линейной постановке методом Ритца с использованием уравнений Лагранжа. ДПМ моделируется тонкой несущей упругой поверхностью (УП), для нее считается справедливой гипотеза прямых нормалей и применяется классическая теория пластин и балок. Перемещения направлены по нормали к плоскости (x, z) и считаются зависящими от двух координат

$$w = w(x, z),$$

где w – перемещение упругой поверхности, x – координата по направлению невозмущенного потока (из плоскости пластины), z – координата по размаху.

Табл. 5

Модель на жестких вставках $\infty/\infty/\infty$

НЧИ	КС-М
 $f = 18.92 \text{ Гц}$	 $f = 18.87 \text{ Гц}$
 $f = 51.22 \text{ Гц}$	 $f = 51.08 \text{ Гц}$
 $f = 66.95 \text{ Гц}$	 $f = 65.86 \text{ Гц}$

УП без элементов представляет собой невесомую бесконечно гибкую плоскую поверхность. Когда на ней размещаются упругие элементы, она становится жестче и при перемещениях накапливает потенциальную энергию, а при размещении масс приобретает инерционные свойства. Перемещения w представляются в виде полинома

$$w(x, z, t) = \sum_k u_k(t) x^{p_k} z^{q_k}, \quad w_x(z, t) = \sum_k u_m(t) z^{r_m}.$$

Если принять коэффициенты $u_k(t)$ и $u_m(t)$ в качестве обобщенных координат, то из уравнения Лагранжа II рода получаем уравнение флаттера

$$[M]\{\ddot{\mathbf{u}}\} + V[D]\{\dot{\mathbf{u}}\} + [K]\{\mathbf{u}\} + V^2[B]\{\mathbf{u}\} = 0,$$

где $\{\mathbf{u}\}$ – вектор, содержащий все $u_k(t)$ для всех УП, V – скорость потока, $[M]$ – матрица инерционных коэффициентов порядка N , N – общее количество обобщенных координат, $[K]$ – матрица жесткости порядка N , $[B]$ и $[D]$ – аэродинамические матрицы являются функциями плотности потока, числа Маха и числа Струхала (приведенной частоты).

Расчет на флаттер проводился с использованием линейной нестационарной аэродинамики. Аэродинамические свойства моделировались системой несущих плоскостей. Критическая скорость флаттера определялась через интерполяцию по числу Струхала.

Испытания на флаттер в АДТ проводились при фиксированных значениях плотностей воздуха и с переменным шагом по числу Маха (M). На каждом шаге

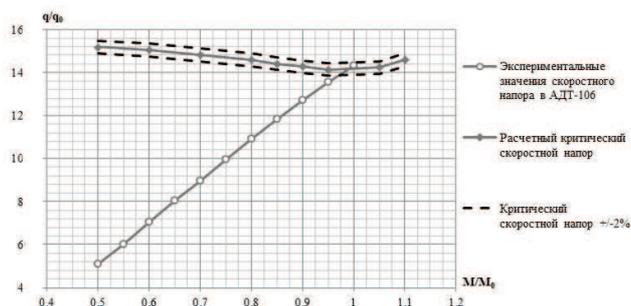


Рис. 4. Критический скоростной напор для модели со вставками $\infty/пр.3/\infty$ при относительной плотности 0.75

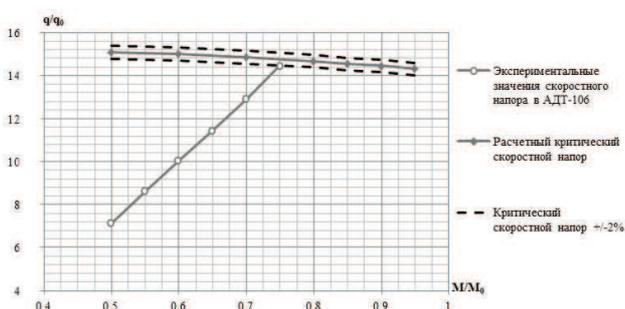


Рис. 5. Критический скоростной напор для модели со вставками $\infty/пр.3/\infty$ при относительной плотности 1

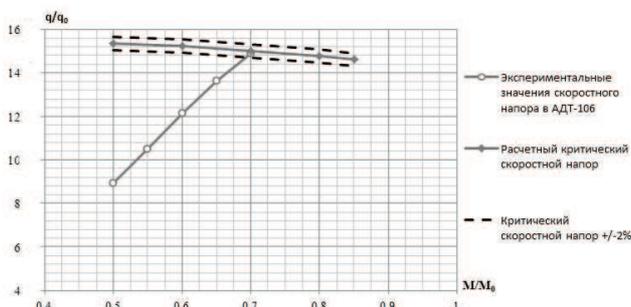


Рис. 6. Критический скоростной напор для модели со вставками $\infty/пр.3/\infty$ при относительной плотности 1.25

по числу M проводилась регистрация значений частот и декрементов флаттерных тонов колебаний – изгиба и вращения ДПМ. При приближении к границе флаттера отслеживалось сближение значений частот тонов изгиба и вращения модели, уменьшение декремента, а также увеличение амплитуды колебаний ДПМ в потоке.

Результаты расчетов и испытаний ДПМ на флаттер представлены значениями относительного критического скоростного напора q/q_0 для значений пар: относительная плотность – число M/M_0 (рис. 4–6). При расчете задавался коридор в 2–5% от полученного значения критической скорости для учета нелинейного влияния натурального стэнда. В зависимости от жесткостных параметров пружин заделки, получены различные значения критической скорости флаттера.

Во всех случаях при приближении к границе флаттера в эксперименте возникали колебания ДПМ с высокими амплитудами, сближение частот и падение декремента.

Как видно из приведенных графиков, результаты расчетов хорошо согласуются с результатами испытаний ДПМ в АДТ.

Заключение

В результате примененного в настоящей работе подхода создана ДПМ для флаттерных испытаний в аэродинамической трубе, отражающая с высокой точностью динамическое подобие ЦПО натурного самолета. Расчетно-экспериментальные исследования ДПМ ЦПО позволили достоверно определить ее флаттерные характеристики и границу критической скорости флаттера. Результаты натурного эксперимента в аэродинамической трубе и расчетные исследования показали хорошую сходимость, точность расчета по определению критической скорости флаттера ДПМ позволила избежать критических режимов при натурном эксперименте и, как следствие, разрушения модели и повреждения дорогостоящего экспериментального оборудования.

Благодарности. Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение № RFMEFI62518X0044).

Литература

1. *Braun S.G., Ewins D.J., Rao S.S.* Encyclopedia of vibration. – San Diego: Acad. Press, 2002. – 1645 p.
2. *Хейлен В., Ламменс Ст., Сас. П.* Модальный анализ: теория и испытания. – М.: Новатест, 2010. – 319 с.
3. *Буньков В.Г., Ишмуратов Ф.З., Мосунов В.А.* Решение некоторых задач аэроупругости на основе современной версии полиномиального метода Ритца // Труды ЦАГИ. – 2004. – Вып. 2664. – С. 97–116.
4. *Амирьянц Г.А., Зиченков М.Ч., Калабухов С.И., Карклэ П.Г. Кузнецов О.А., Кузьмин В.П., Кузьмина С.И., Лыщинский В.В., Мосунов В.А., Мызин В.А., Назаренко В.В., Назаров В.В., Парышев С.Э., Поповский В.Н., Смыслов В.И., Соболев В.И., Стучалкин Ю.А.* Аэроупругость / Под ред. П.Г. Карклэ.– М.: Инновационное машиностроение, 2019. – 652 с.

Поступила в редакцию
25.05.2020

Долгополов Антон Валерьевич, научный сотрудник

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского
ул. Жуковского, д. 8, г. Жуковский, Московская обл., 140180, Россия
E-mail: anton.dolgopolov@tsagi.ru

Казанцев Дмитрий Алексеевич, инженер 2-й категории

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского
ул. Жуковского, д. 8, г. Жуковский, Московская обл., 140180, Россия
E-mail: dkaz90@mail.ru

Маркин Игорь Владимирович, младший научный сотрудник

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского
ул. Жуковского, д. 8, г. Жуковский, Московская обл., 140180, Россия
E-mail: *igor.v.markin@tsagi.ru*

Орлова Ольга Алексеевна, научный сотрудник

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского
ул. Жуковского, д. 8, г. Жуковский, Московская обл., 140180, Россия
E-mail: *olga.orlova@tsagi.ru*

Шалаев Сергей Васильевич, ведущий специалист

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского
ул. Жуковского, д. 8, г. Жуковский, Московская обл., 140180, Россия
E-mail: *aeroelast@tsagi.ru*

ISSN 2541-7746 (Print)

ISSN 2500-2198 (Online)

UCHENYE ZAPISKI KAZANSKOGO UNIVERSITETA.
SERIYA FIZIKO-MATEMATICHESKIE NAUKI
(Proceedings of Kazan University. Physics and Mathematics Series)

2020, vol. 162, no. 4, pp. 441–454

doi: 10.26907/2541-7746.2020.4.441-454

The Modern Method of Creating Dynamically Scaled Models to Study Aircraft Flutter Characteristics

*A. V. Dolgoplov**, *D. A. Kazancev***, *I. V. Markin****,
*O. A. Orlova*****, *S. V. Shalaev******

Central Aerohydrodynamic Institute named after prof. N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, 140180 Russia

E-mail: **anton.dolgoplov@tsagi.ru*, ***dkaz90@mail.ru*, ****igor.v.markin@tsagi.ru*,

*****olga.orlova@tsagi.ru*, ******aeroelast@tsagi.ru*

Received May 25, 2020

Abstract

A complex research, which included the design, manufacture, and testing of a dynamically scaled model of the all-moving tail (AMT) of an aircraft with the numerical calculations at each stage, was carried out. The dynamically scaled model was designed to study flutter characteristics in a wind tunnel. For the all-moving tail, the model consists of a plywood core with fiberglass, carbon fiber, and shaping foam material, all glued layer by layer. In order to reliably determine the flutter boundaries, the dynamically scaled model should accurately reproduce the dynamic characteristics of the full-scale structure. With this aim, an approach was developed to obtain the experimental modal characteristics and refine the dynamic mathematical models at each stage of manufacturing of the dynamically scaled model. For the dynamically scaled model refinement, one of the mathematical models was structurally similar based on finite elements, while the other one was made based on the polynomial method with plate and beam elements and then used to calculate the flutter boundaries. This approach ensured the high accuracy in modelling the dynamic properties of the full-scale all-moving tail and in the experimental determination of the flutter boundaries.

Keywords: dynamically-scaled model, flutter, modal test, design, modal characteristics, numerical model, wind tunnel

Acknowledgments. The study was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (agreement no. RFMEFI62518X0044).

Figure Captions

Fig. 1. Dynamically scaled model scheme.

Fig. 2. Arrangement of the points for measurement the dynamically scaled model flutter.

Fig. 3. Selection of the harmonic excitation points.

Fig. 4. Dynamic pressure for the model with the insertions ∞ /spring 3/ ∞ at a relative density of 0.75.

Fig. 5. Dynamic pressure for the model with the insertions ∞ /spring 3/ ∞ at a relative density of 1.

Fig. 6. Dynamic pressure for the model with the insertions ∞ /spring 3/ ∞ at a relative density of 1.25.

References

1. Braun S.G., Ewins D.J., Rao S.S. *Encyclopedia of Vibration*. San Diego, Acad. Press, 2002. 1645 p.
2. Heylen W., Lammens S., Sas P. *Modal Analysis Theory and Testing*. Leuven, Katholieke Univ. Leuven, 2007. 340 p.
3. Bun'kov V.G., Ishmuratov F.Z., Mosunov V.A. Solving some aeroelasticity problems using the modern version of the Ritz polynomial method. *Tr. TsAGI*, 2004, no. 2664, pp. 97–116. (In Russian)
4. Amir'yants G.A., Zinchenkov M.Ch., Kalabukhov S.I., Karkle P.G., Kuznetsov O.A., Kuz'min V.P., Kuz'mina S.I., Lyshchinskii V.V., Mosunov V.A., Myzin V.A., Nazarenko V.V., Nazarov V.V., Paryshev S.E., Popovskii V.N., Smyslov V.I., Sobolev V.I., Stuchalkin Yu.A. *Aerouprugost'* [Aeroelasticity]. Karkle P.G. (Ed.). Moscow, Innovatsionnoe Mashinostr., 2019. 652 p. (In Russian)

Для цитирования: Долгополов А.В., Казанцев Д.А., Маркин И.В., Орлова О.А., Шалаев С.В. Современный метод создания динамически подобных моделей для исследования флаттерных характеристик летательных аппаратов // Учен. зап. Казан. ун-та. Сер. Физ.-матем. науки. – 2020. – Т. 162, кн. 4. – С. 441–454. – doi: 10.26907/2541-7746.2020.4.441-454.

For citation: Dolgoplov A.V., Kazancev D.A., Markin I.V., Orlova O.A., Shalaev S.V. The modern method of creating dynamically scaled models to study aircraft flutter characteristics. *Uchenye Zapiski Kazanskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*, 2020, vol. 162, no. 4, pp. 441–454. doi: 10.26907/2541-7746.2020.4.441-454. (In Russian)