

УДК 629.7.015.4

## ПРИМЕНЕНИЕ ОПТИМИЗАЦИОННЫХ МЕТОДОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ДИНАМИЧЕСКИ-ПОДОБНОЙ МОДЕЛИ КРЫЛА МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ

© 2011 г.

А.В. Чедрик

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

ached@yandex.ru

Поступила в редакцию 24.08.2011

Представлен оптимизационный подход к проектированию динамически-подобной модели крыла маневренного самолета, проанализированы результаты проектировочных расчетов и проведено сравнение модальных характеристик спроектированной модели с конструктивно-подобной идеальной моделью.

*Ключевые слова:* аэроупругость, оптимизация конструкций, матрица коэффициентов упругого влияния, динамически-подобная модель, модальный анализ.

Аэроупругие динамически-подобные модели (ДПМ) играют важную роль при проектировании современных летательных аппаратов. Они используются в аэродинамических трубах для исследования флаттера и других задач аэроупругости. ДПМ представляет собой модель, которая является геометрически подобной натурному самолету по внешним обводам и имеет подобие по распределению массовых и жесткостных характеристик.

Здесь рассматривается задача проектирования модели крыла маневренного самолета. Упругие и массовые характеристики конструкции основываются на расчетной схеме натурного крыла, разработанной для полиномиального метода Ритца [1]. Путем масштабирования была создана расчетная схема идеальной конструктивно-подобной ДПМ для аэродинамической трубы (АДТ) с масштабами подобия по длине  $K_L = 0.12$  и скоростному напору  $K_q = 0.5$ . Ее форма в плане показана на рис. 1. Граничные условия крепления идеальной модели выбирались в точках, соответствующих узлам крепления натурного крыла к фюзеляжу. Жесткостные характеристики идеальной модели характеризуются матрицей коэффициентов упругого влияния, рассчитанной в 14 точках, показанных на рис. 1. Конструктивно-силовая схема (КСС) проектируемой ДПМ крыла представляет собой пластину с подкрепляющими дополнительными балками-ребрами. Были проведены параметрические исследования нескольких пробных вариантов КСС, после чего была выбрана окончательная схема ДПМ крыла. Она состоит из алюминиевой пластины толщиной 1 мм и 21 подкрепляющего ребра, расположенного, как показано на рис. 2. Предполагается, что форма

аэродинамического профиля ДПМ образуется с помощью пеннистого наполнителя, имеющего низкие жесткостные характеристики.

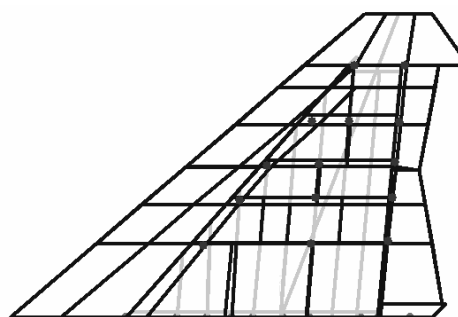


Рис. 1

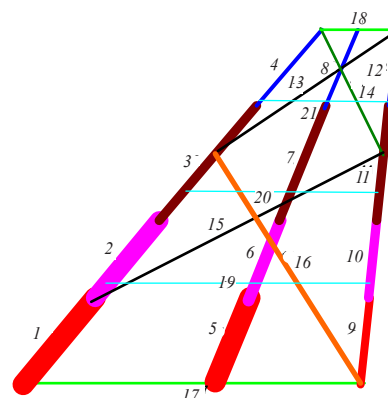


Рис. 2

При проектировании пластинно-балочной модели крыла малого удлинения необходимо обеспечить близость коэффициентов матриц упругого влияния (МКВ) проектируемой и идеальной моделей. Для определения коэффициентов МКВ на силовой схеме проектируемой ДПМ рассматриваются те же 14 точек, что и у идеальной модели.

Проблема определения жесткостных параметров ДПМ формулируется как задача оптимизации. В качестве целевой функции выбран критерий нормированной максимальной разности соответствующих элементов МКВ проектируемой ДПМ ( $W_{ij}$ ) и идеальной модели ( $W_{Sij}$ ) [2]:

$$\varepsilon = \max (|W_{ij} - W_{Sij}|) / \max (|W_{Sij}|).$$

В качестве проектных переменных при оптимизации выбирались ширины ребер с заданными максимально возможными высотами (из условия расположения ребер внутри профиля). Были наложены также ограничения на минимальные (1 мм по технологическим условиям изготовления) и максимальные (25 мм по условию непрерывности соседних балок) значения проектных переменных.

Для поиска проектных переменных применяется оптимизационная процедура, основанная на методе последовательного квадратичного программирования. Градиенты целевой функции и функций-ограничений вычисляются с помощью конечных разностей. Особенность реализованного алгоритма состоит в том, что он обеспечивает допустимые проектные переменные на каждой итерации. Если начальная точка в проектном пространстве является недопустимой по некоторым ограничениям-неравенствам или линейным ограничениям-равенствам, то алгоритм начинает с того, что генерирует допустимую точку для этих ограничений. Все последующие точки в проектном пространстве, получаемые в алгоритме оптимизации, удовлетворяют накладываемым ограничениям.

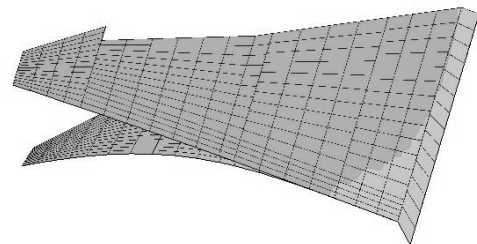
Полученные значения проектных переменных можно видеть на рис. 2, где толщины линий ребер пропорциональны их площадям. Найденные параметры конструкции ДПМ обеспечивают жесткости, хорошо согласующиеся с жесткостными характеристиками идеальной модели. Нормированная максимальная разность элементов МКВ не превышает 2.5%.

Для обеспечения подобия проектируемой ДПМ и «идеальной» модели по распределению масс проводился расчет параметров доводочных грузов.

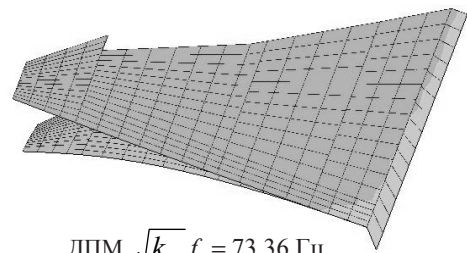
Конструкционные схемы обеих моделей были разбиты на 15 отсеков для контроля масс. Большая часть масс отсеков конструкции ДПМ превышает массы соответствующих отсеков идеальной конструкции (модель конструкции изначально значительно перетяжелена). Максимальный коэффициент перетяжеления  $K_m = 2.3$  был выбран в качестве общего для всех отсеков. В соот-

ветствии с выбранным коэффициентом перетяжеления были определены координаты центров масс отсеков доводочных грузов, обеспечивающих массовое подобие конструкции ДПМ и «идеальной» модели. Масса конструкции спроектированной ДПМ с учетом доводочных грузов составила  $M = 2710$  г.

Модальный анализ спроектированной ДПМ показал, что частоты первых четырех тонов упругих колебаний конструкции отличаются от требуемых не более чем на 7%. Для примера сравнение двух форм собственных колебаний идеальной модели и ДПМ с доводочными грузами показано на рис. 3 ( $a$  – 1-й тон,  $b$  – 2-й тон).

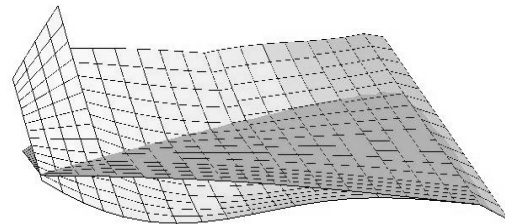


Идеальная модель  $f_1 = 74.15$  Гц

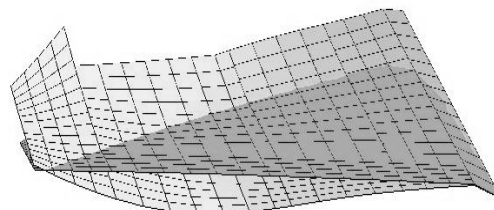


ДПМ  $\sqrt{k_m} f_1 = 73.36$  Гц

a)



Идеальная модель  $f_2 = 185.42$  Гц



ДПМ  $\sqrt{k_m} f_2 = 168.58$  Гц

b)

Рис. 3

Оптимизационный подход к проектированию ДПМ крыла малого удлинения был успешно использован для нахождения требуемых проектных параметров, которые правильно описывают статическое и динамическое поведение агрегатов модели крыла. Низшие тона упругих колебаний спроектированной модели хорошо согласуются с соответствующими тонами натурной конструкции.

*Список литературы*

1. Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V. ARGON code: structural aeroelastic analysis and optimization // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2003. Amsterdam. IFASD-2003.
2. Азаров Ю.А., Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З., Чедрик В.В. Методы проектирования композиционных динамически-подобных моделей агрегатов самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2006. Т. XXXVII, №4. С. 42–53.

**OPTIMIZATION METHODS APPLICATION IN DESIGN  
OF LOW ASPECT-RATIO DYNAMIC-SCALE WING MODEL**

*A.V. Chedrik*

In this paper optimizing approach for the design of low aspect-ratio dynamic-scale model (DSM) of wing for maneuverable aircraft is presented. Design results have been analyzed and the comparison of modal performances between designed and full-scale model has been accomplished.

*Keywords:* aeroelasticity, structural optimization, matrix of the flexibility influence coefficients, dynamic-scale model, modal analysis.