

УДК 629.7.01

УЧЕТ ВЛИЯНИЯ ДЕФОРМАЦИЙ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

М.Ю. Лаптева

Научные руководители – д.т.н., профессор В.А. Комаров,
к.т.н., доцент В.А. Болдырев

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва

Одной из основных задач, решаемых на ранних стадиях проектирования планера самолета, является предсказание значений масс агрегатов и всего планера в целом. Весовой анализ является ответственным этапом, так как прогнозируемые пропорции и абсолютная масса изделия используются в расчетах центровок, нагрузок и оказывают влияние на выбор силовой схемы конструкции. В работах проф. В.А. Комарова разработан новый подход, использующий относительно простые конечно-элементные модели и оригинальный критерий - силовой фактор. При этом предполагается, что нагрузки конструкции известны. Как правило, они принимаются из аэродинамических расчетов на абсолютно жесткой модели самолета. В то же время внешние силы, действующие на конструкцию и вызывающие ее деформацию, могут зависеть от этой деформации. Так, деформация стреловидного крыла зачастую приводит к уменьшению местных углов атаки в концевых сечениях и, следовательно, к перераспределению аэродинамических сил. Цель данной работы – исследование влияния аэроупругих деформаций конструкции на нагрузки конструкции и силовой фактор.

Объектом весового анализа является крыло прямоугольного сечения силовой части с относительной высотой профиля 10%, стреловидностью 45%, размахом 10 м. сужением 1. Крыло должно обеспечить при скорости полета 0,6М подъемную силу 180 кН. Требуется определить значение силового фактора на абсолютно жесткой и упругой конструкции.

Конечно-элементная модель создана в среде пакета NASTRAN. Для определения аэродинамических характеристик использована система TORNADO.

В данной работе использован метод, предложенный В.А. Комаровым и А.В. Болдыревым, позволяющий минимизировать потенциальную энергию проектируемого объекта за счет изменения жесткости модели на основе гипотетического материала переменной плотности при возможности перераспределения внешних нагрузок. Сущность метода заключается в следующем. Сначала определяются внешние нагрузки на абсолютно жестком крыле, и ищется равнопрочное распределение материала для этого нагружения. Затем определяются аэродинамические нагрузки, соответствующие деформациям, полученным на модели с предыдущим нагружением. И так далее, пока не будет достигнута сходимость вычислительного процесса.

Для рассматриваемой конструкции отличие силового фактора для проектов, полученных при нагрузках на абсолютно жестком и упругом крыле, составило около 40%. Это показывает необходимость учета аэроупругих явлений уже на ранних этапах проектирования несущих поверхностей.