

ВЫБОР ПОВЕРХНОСТИ ПРИВЕДЕНИЯ ДЛЯ ОПТИМАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКТИВНО-АНИЗОТРОПНЫХ ПАНЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ОГРАНИЧЕНИЯМИ ПО УТОЧНЁННОЙ ТЕОРИИ УСТОЙЧИВОСТИ

Гавва Л.М.¹, Митрофанов О.В.¹, Фирсанов В.В.¹

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва*

nio1asp@mail.ru, rva101@mail.ru

Разработка метода оптимального проектирования конструктивно-анизотропных панелей несущих поверхностей летательных аппаратов (ЛА) из композиционных материалов с ограничениями в соответствии с уточненной теорией потери устойчивости для реализации оптимального размерно-весового проекта – цель исследования.

Сформулировано аналитическое решение задачи оптимального проектирования для определения геометрических параметров эксцентрично подкреплённых плоских прямоугольных композитных панелей ЛА минимальной массы. Толщины слоёв и размеры элементов панели являются неизвестными переменными. Условие равноустойчивости составляет базис оптимального проекта. Общая изгибная и многоволновая крутильная формы потери устойчивости имеют одинаковую вероятность проявления, запас по устойчивости полагается близким к единице. Оптимальное проектирование сводится к исследованию целевой весовой функции как функции нескольких переменных на условный экстремум в строгой математической постановке с использованием аналитических методов в сочетании с численными методами.

Представлены соотношения новой математической модели для анализа потери устойчивости конструктивно-анизотропных композитных панелей. Научной новизной является развитие теории тонкостенных упругих стержней, связанное с проблемой контакта обшивки и стрингера с учётом деформации сдвига ребра при закручивании.

Панели находятся под действием распределённой постоянной сжимающей нагрузки, приложенной к кромкам в плоскости обшивки в продольном направлении. Предполагается, что краевые условия на контуре соответствуют частному случаю граничных условий для плоской задачи и задачи изгиба.

Аналитическое решение сводится к нахождению перемещений единой базисной поверхности приведения, которая может быть выбрана произвольно. В качестве расчетной модели предлагается схематизация панели как конструктивно-анизотропной, когда определяются критические силы общей изгибной формы потери устойчивости. Для исследования многоволнового крутильного выпучивания панели используется аппарат обобщённых функций с целью дискретного ввода жесткостей стрингеров. Решение дифференциального уравнения деформированной поверхности восьмого порядка в замкнутом виде построено в тригонометрических рядах.

Сформулирована постановка задач оптимального проектирования панелей, представлены численно-аналитические методы решения: метод золотого сечения, метод парабол, метод координатного спуска, метод штрафных функций, методы линейного и нелинейного программирования. Результаты оптимального проектирования с ограничениями, построенными в рамках уточнённой теории устойчивости, открывают возможности для снижения и оптимизации весовых характеристик элементов планера самолета.

Литература

- [1] Митрофанов О.В., Кайков К.В. Прикладные задачи проектирования композитных подкреплённых панелей при ограничениях по устойчивости и несущей способности. - М.: Издательство «Спутник +», 2017. – 64 с.
- [2] Gavva L M, Firsanov V V and Korochkov A N 2020 Buckling problem statement and approaches to buckling problem investigation of structurally-anisotropic aircraft panels made from composite materials *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* 714(1) 012007