

УДК 621. 31

*Алиакбаров Д.Т. - старший преподаватель,
Рахимкариев К.А. - старший преподаватель,
Ташкентский государственный транспортный университет,
Республика Узбекистан, г.Ташкент*

**РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ РАСЧЕТА
«СИЛОВОГО ВЕСА» АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ НА
ОСНОВЕ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ**

Аннотация: Статья посвящена решению задачи по определению «силового веса» конструкций фюзеляжа перспективного грузового самолета используя метод конечных элементов. Дается порядок расчета при решении статических задач методом конечных элементов.

Ключевые слова: грузовой самолёт, метод конечных элементов, фюзеляж, силовой вес, математическая модель, напряженно-деформированное состояния.

*Aliakbarov D.T. - senior lecturer,
Rakhimkariev K.A. - senior lecturer,
Tashkent State Transport University, Republic of Uzbekistan, Tashkent*

**DEVELOPMENT OF A MATHEMATICAL MODEL FOR THE
CALCULATION OF THE "POWER WEIGHT" OF AIRCRAFT
STRUCTURES BASED ON THE FINITE ELEMENT METHOD**

Abstract: The paper is dedicated to solving the problem of determining the "power weight" of fuselage structures of prospective cargo aircraft using the finite element method. The order of calculation in solving static problems by the finite element method is given.

Keywords: cargo aircraft, finite element method, fuselage, power weight, mathematical model, stress-strain state.

Инженеры обычно получают в своё распоряжение методы, прошедшие тщательное исследование и рекомендованные для расчёта конкретных классов задач. Одним из таких методов является метод конечных элементов (МКЭ) [1]. В основу МКЭ положены относительно простые математические модели, которые приводят к большим арифметическим вычислениям, требующие для их проведения использования компьютера.

Программы для ЭВМ должны обеспечивать в первую очередь выполнение необходимых для проектной организации расчетов напряженно-деформированного состояния. Принятая математическая модель должна достаточно точно описывать реальные свойства объектов. Одновременно, в условиях самостоятельного функционирования программ, необходимо сократить объём исходной информации на входе пакета, представить ее в форме, привычной для инженера-проектировщика. Программы должны быть подкреплены методикой, по которой они разработаны, алгоритмами и текстами программ.

Основное уравнение напряженно-деформированного состояния конструкции, находящейся в состоянии равновесия, можно вывести из принципа возможных перемещений, который выражается через внутреннюю и внешнюю возможную работу:

$$\int_V \delta\{\varepsilon\}^T \{\sigma\} dv = \int_V \delta\{u\}^T \{p\} dv + \int_S \delta\{u\}^T \{q\} ds \quad (1)$$

где $\delta\{u\}$ - возможные перемещения, $\delta\{\varepsilon\}$ - деформации соответствующие возможным перемещениям, $\{\sigma\}$ - напряжения возникающее в конструкции, $\{p\}$ и $\{q\}$ - соответственно объёмные силы действующие на конструкцию и внешние нагрузки от поверхностных сил, V -объём материала конструкции, S -поверхность конструкции, воспринимающая поверхностные силы.

Это же уравнение можно было получить, используя вариационное уравнение (выражение для полной потенциальной энергии).

В методе конечных элементов, базирующемся на методе перемещений, распределение смещений в элементах находят из смещения узлов по соотношению:

$$\{u\} = [N]\{u\}^e \quad (2)$$

где $[N]$ - форм – функция, $\{u\}^e$ - вектор смещения узлов элемента e .

Деформации и напряжения в элементе определяются по смещению узлов соответственно следующим образом:

$$\{\varepsilon\}^e = [B]\{u\}^e \quad (3)$$

$$\{\sigma\}^e = [D]\{\varepsilon\}^e \quad (4)$$

где $[B]$ - матрица дифференцирования, $[D]$ -матрица упругости материала.

Подробно эти матрицы описываются в [2].

Формула возможной работы всей конструкции выражается через сумму возможных работ каждого элемента [3]. Возможная работа элемента получается после подстановки (2), (3) и (4) в (1) и записывается в виде:

$$\delta\{u\}^{\text{Te}} \left(\int_{V_e} [B]^T [D] [B] dv \right) \{u\}^e = \delta\{u\}^{\text{Te}} \left(\int_{V_e} [N]^T \{p\}^e dv + \int_{S_e} [N]^T \{q\}^e ds \right), \quad (5)$$

Это выражение можно записать в матричной форме:

$$[k]^e \{u\}^e = \{F\}^e \quad \text{где} \quad (6)$$

$$[k]^e = \int_{V_e} [B]^T [D] [B] dv, \quad (7a)$$

$$\{F\}^e = \int_{V_e} [N]^T \{p\}^e dv + \int_{S_e} [N]^T \{q\}^e ds \quad (7б)$$

Формулы (7a) и (7б) носят соответственно названия матрицы жёсткости элемента и вектор нагрузки действующей на элемент. Эти

матрицы строятся аналитически или получаются численно с использованием методики численного интегрирования.

Применяя формулу (6) к каждому элементу и проводя суммирование по всем элементам, получим систему уравнений первой степени для конструкции в целом, которую можно решить относительно смещений узловых точек.

В данной постановке предполагается решения задачи по определению «силового веса» конструкций фюзеляжа перспективного грузового самолета [4].

При решении статических задач методом конечных элементов принят следующий порядок:

1) Построение модели с разбиением конструкции на конечное число элементов.

2) Вычисление матриц жёсткости элементов и вектора нагрузки по формулам (7а) и (7б).

3) Построение полной матрицы жёсткости и полного вектора нагрузки.

4) Решение системы уравнений первой степени относительно смещения узловых точек.

5) Вычисление напряжений и деформаций в элементе по формулам (3) и (4).

Литература:

1. Бате К., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. -М.: Стройиздат, 1982.-448 с.

2. Агапов В.П. Метод конечных элементов в статике, динамике и устойчивости пространственных тонкостенных подкрепленных конструкций. Учебное пособие/ М; Изд. АСВ, 2000.-152 с.

3. Aliakbarov D.T., Maturazov I.C. Research and selection of the optimal structural-power scheme of the wing of an agricultural aircraft. *Nauka, tekhnika i obrazovaniye*, 2017, no. 1, pp. 30-32 (in Russ.).
4. Azamatov, A., Rakhimqoriev, K. ., Aliakbarov, D., & Nabijonov, A. (2021). The Configurations of large transport aircraft: prospect and problems. *Acta of Turin Polytechnic University in Tashkent*, 11(3), 41-47. Retrieved from.