



Рисунок 1 - Подграфы (5;6;7;10) и (0;1;2;4;9;12;13); вершины 3 и 8 инциденты; вершина 11 изолирована.

- Количество полных подграфов соответствует числу изолированных помещений на складе.
- Номера вершин в каждом полном подграфе соответствуют разновидностям грузов, хранящимся в каждом отдельном помещении склада в соответствии с освещённостью.

УДК 629.1.015

## **ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ СИЛОВОЙ СХЕМЫ ХВОСТОВОЙ ЧАСТИ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА С Т-ОБРАЗНЫМ ОПЕРЕНИЕМ**

Р. Н. Крутов<sup>1</sup>, А. Д. Сорокин<sup>2</sup>

Научный руководитель: Д. М. Козлов, к.т.н., доцент

Ключевые слова: конструктивно-силовая схема, конечно-элементная модель, топологическая оптимизация, тело переменной плотности, параметрическая оптимизация

Работа посвящена отысканию рациональной конструктивно-силовой схемы хвостовой части среднего транспортного самолёта с Т-образным оперением на этапе разработки эскизного проекта самолёта.

Исходные данные включали наружные обводы агрегатов, заданные трёхмерными математическими моделями поверхностей, параметры относительного расположения агрегатов, ограничения внутренней компоновки хвостовой части самолёта, аэродинамические нагрузки в виде распределённых давлений по поверхностям агрегатов в основных

---

<sup>1</sup> Роман Николаевич Крутов, студент группы 3608-240507D,  
email: roma.krutov.1997@mail.ru

<sup>2</sup> Андрей Дмитриевич Сорокин, студент группы 3608-240507D,  
email: andreyka.c@mail.ru

## LXX Молодёжная научная конференция

расчётных случаях нагружения. Работа выполнялась с использованием программных комплексов SIEMENSE NX, FEMAP NASTRAN и специального программного обеспечения для оптимизации силовых конструкций, разработанного на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского университета.

Для решения задачи по данным внешней и внутренней компоновки хвостовой части самолёта были построены трёхмерные геометрические модели агрегатов и хвостовой части самолёта в целом. Последовательная оптимизация силовой схемы включала два этапа работы.

На первом этапе осуществлена топологическая оптимизация с использованием модели тела переменной плотности, в котором модуль упругости и характеристики прочности линейно связаны с плотностью материала. Была построена конечно-элементная модель (КЭМ) хвостовой части самолёта, составленная из трёхмерных конечных элементов, в которых значения плотности материала постоянны в границах элемента. Целевая функция – минимум потенциальной энергии деформации конструкции при условии выполнения условий прочности и ограничения на общую массу конструкции после завершения процедуры оптимизации. Проектные переменные – плотности конечных элементов. После завершения процедуры оптимизации было получено распределение плотности конструкционного материала в заданном объёме, ограниченном внешними обводами и внутренней компоновкой рассматриваемой части самолёта. Были построены и визуализированы картины распределения плотности и траекторий главных напряжений для доминирующих случаев нагружения. По результатам анализа распределения плотности в объёме модели и её напряжённо-деформированного состояния было намечено размещение продольных стенок (лонжеронов) стабилизатора и киля, шпангоутов фюзеляжа.

На втором этапе была построена КЭМ, составленная из тонкостенных и стержневых элементов, отражающая расположение силовых элементов каркаса агрегатов оперения, узлов крепления стабилизатора на киле, силовых и рядовых шпангоутов хвостового отсека фюзеляжа. К этой модели была применена процедура параметрической оптимизации, основанная на принципе равнопрочности. Целевая функция – минимум суммарной массы элементов КЭМ, проектные переменные – параметры жёсткости (толщины, площади поперечных сечений) конечных элементов.

В результате была получена конструкция минимальной массы, которая обеспечивает высокую эффективность силовой работы. Следует заметить, что предложенную на втором этапе силовую схему надо рассматривать как один из возможных вариантов, построенных по результатам топологической оптимизации. Целесообразно рассмотреть другие варианты и выбрать лучший, например, по критерию «силовой фактор», и провести его параметрическую оптимизацию.