

**ПРИМЕНЕНИЯ ЯЗЫКОВ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
ДЛЯ РАСЧЁТА ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ САМОЛЁТА  
С УЧЁТОМ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОГО ПОДХОДА**

Выбор технического облика проектируемого транспортного самолёта осуществляется на основе принятых критериев эффективности при обязательном удовлетворении предъявляемым ему тактико-техническим требованиям. Согласно своему назначению грузовой самолёт является однорежимным, поскольку его основной задачей является доставка груза определённой массы на заданное расстояние с максимальной экономической отдачей. Правильный выбор сочетания значений проектных переменных, обеспечивающий наибольшее значение критерия эффективности, на начальных этапах проектирования является залогом успеха проекта.

Одним из наиболее широко используемых критериев эффективности в практике проектирования транспортных самолётов является взлётная масса самолёта. Целевой функцией, отражающей значение критерия, в этом случае обычно выступает уравнение существования самолёта, записываемое в виде [1]

$$m_0 = \frac{m_{cp} + m_{эк}}{1 - (\bar{m}_{кр} + \bar{m}_{ф} + \bar{m}_{он} + \bar{m}_{ш} + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об} + \bar{m}_{сн})},$$

где:  $m_{cp}$  – масса коммерческой нагрузки;  $m_{эк}$  – масса экипажа;  $\bar{m}_{кр}$  – относительная масса конструкции крыла;  $\bar{m}_{ф}$  – относительная масса конструкции фюзеляжа;  $\bar{m}_{он}$  – относительная масса оперения;  $\bar{m}_{ш}$  – относительная масса шасси;  $\bar{m}_{cy}$  – относительная масса силовой установки;  $\bar{m}_{об}$  – относительная масса оборудования;  $\bar{m}_{сн}$  – относительная масса снаряжения,  $\bar{m}_T$  – относительная масса топливной системы.

Точность расчёта масс агрегатов конструкции планера самолёта, а также топлива, оборудования и пр., заслуживает особого внимания. Применение высокоточных весовых математических моделей, в силу их сложности, а также больших вычислительных затрат, требует в свою очередь высокой степени автоматизации процесса вычисления взлётной массы.

Цель работы – автоматизация процесса расчёта взлётной массы грузового самолёта с применением стандартных весовых формул и конечно-элементных весовых моделей, базирующихся на алгоритмах топологической оптимизации, а также аэродинамических

моделей, использующих численные методы; сопоставление результатов расчёта взлётной массы самолёта на основе весовых формул и модели тела переменной плотности.

В качестве предмета исследования для расчёта взлётной массы самолёта принят тяжёлый транспортный самолёт типа Ан-124-100 «Руслан». Исходными данными служат геометрические характеристики самолёта [2], параметры полёта  $H_{кр}=10000$  м;  $V_{кр}=800$  км/ч и выполняемая транспортная задача по перевозке полезного груза  $m_{zp}=120000$  кг на расстояние  $L=6000$  км. Относительная масса топлива самолёта, входящая в уравнение существования в знаменателе, рассчитана численным методом, базирующимся на решении уравнений Навье-Стокса, замыкаемых моделью турбулентности переноса касательных напряжений. Аэродинамический расчёт служит для определения воздушной нагрузки, действующей на крыло, величины относительной массы топлива и значения подъёмной силы крыла самолёта. Распределение давления по крылу, получаемое в ходе расчёта аэродинамики, служит для нагружения его конечно-элементной модели (КЭМ) при применении в весовых расчётах модели тела переменной плотности. Масса топлива используется также для разгрузки крыла. Значение подъёмной силы сопоставляется в конце расчёта со взлётным весом самолёта.

Расчёт относительной массы конструкции крыла осуществлён двумя способами: по весовым формулам (Егера [3], Раймера [4]) и с применением алгоритма топологической оптимизации конструкции – модели тела переменной плотности через силовой фактор  $G$ . Прочие относительные массы конструкции планера (за исключением крыла) находятся по весовым формулам [3, 4]. Относительная масса конструкции планера самолёта (а также оборудования) зависит от величины взлётной массы и наоборот. Поэтому процесс вычисления взлётной массы проводится последовательными приближениями. Для нагружения конечноэлементной модели крыла тела переменной плотности сосредоточенными и распределёнными массовыми нагрузками от двигателей и топлива использованы величины относительных масс топлива и двигателей, умноженных на взлётную массу самолёта нулевого приближения, принятого по статистке. Алгоритм топологической оптимизации по модели тела переменной плотности изложен в [5]. Относительная масса крыла после цикла оптимизации вычисляется по формуле

$$\bar{m}_{кр} = \frac{2G \rho \cdot \varphi \cdot n_y^3}{[\sigma] m_0},$$
 где  $G$  – силовой фактор,  $\rho$  – плотность материала крыла,  $\varphi$  –

коэффициент полной массы,  $n_y^3$  – эксплуатационная перегрузка,  $[\sigma]$  – допускаемые напряжения.

Затем относительная масса крыла подставляется в уравнение существования самолёта для уточнения его взлётной массы. На основе вновь полученной взлётной массы пересчитываются абсолютные значения масс двигателей и топлива с целью нагружения их весом конечно-элементной модели крыла на последующей итерации. Итерации повторяются до достижения сходимости. Затем проверяется условие  $m_0 \cdot g = Y_a$  равенства подъёмной силы взлётному весу самолёта. В случае несоответствия производится изменение угла атаки и осуществляется полный пересчёт аэродинамических и массовых характеристик до уравнивания самолёта.

Расчёт аэродинамических и массовых характеристик проводится в модулях системы ANSYS Workbench. Для автоматизации расчёта взлётной массы последовательными приближениями, а также передачи данных между расчётными блоками системы применено программирование на языке APDL по вышеизложенному алгоритму.

Ниже приведена блок-схема (рисунок 1), подробно раскрывающая суть алгоритма, реализованного с помощью программного кода на языке APDL.

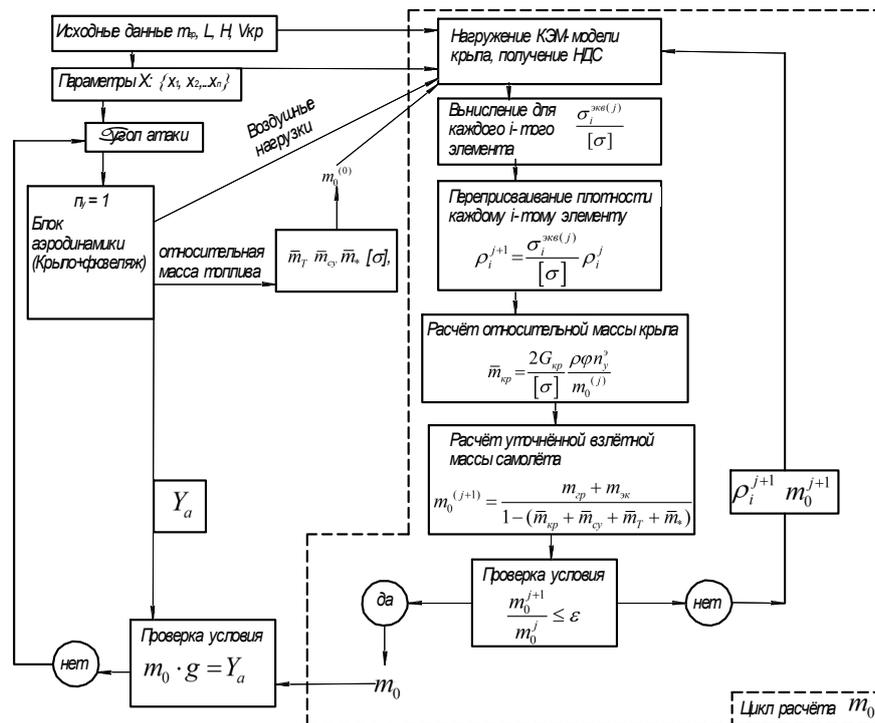


Рисунок 1 – Блок-схема, описывающая работу программы

Для отладки алгоритма проведен расчёт взлётной массы тяжёлого транспортного самолёта типа Ан-124-100 (таблица 1).

Таблица 1 – Массы самолёта и относительные массы крыла

Относительная масса крыла $\bar{m}_{кр}$	По модели ТПП	0,128
	По Раймеру	0,115
	По Егеру	0,0863
Взлётная масса самолёта $m_0$ , кг	По модели ТПП	407100
	По Раймеру	403835
	По Егеру	377261

Анализ результатов расчёта позволяет заключить, что:

- результаты расчёта взлётной массы самолёта по весовым формулам и с применением модели тела переменной плотности (ТПП) показали хорошее соответствие друг другу, максимальное расхождение составило менее 8%;
- полученные значения взлётной массы рассматриваемого самолёта соответствуют значениям взлётной массы существующих самолётов-прототипов подобного класса;
- программа обладает большой гибкостью, позволяя добавлять в расчёт любые весовые формулы (для самолётов различных классов), включает в себя алгоритм топологической оптимизации конструкции, применимый для любых компоновок летательных аппаратов, производит связку расчётных модулей аэродинамики и структурного анализа внутри системы ANSYS.

#### Библиографический список

1. Концептуальное проектирование самолёта: учеб. пособие / [В.А. Комаров и др.]. – 2-е изд., перераб. и доп. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. - 120 с.
2. Бехтир В.П. Практическая аэродинамика самолёта Ан-124-100: учеб. Пособие / В.П. Бехтир, В. М. Ржевский, Е.Н. Коврижных, В. Х. Копысов. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2005. – 207 с. ISBN 5-7514-0145-X
3. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
4. Raymer, Daniel P. Aircraft design: a conceptual approach / Daniel P. Raymer. p. cm. - (AIAA education series) Bibliography: p. Includes index. I. Airplanes-Design and construction. American Institute of Aeronautics and Astronautics. II. Title. III. Series. TL671.2.R29 1989 629.134'1-dc20 89-14912 CIP ISBN 0-930403-51-7.
5. Лаптева, М.Ю. Разработка методики прогнозирования и учёта деформаций крыла на ранних стадиях проектирования с использованием модели тела переменной плотности [Текст]: дисс. канд. техн. наук: 05.07.02/ Лаптева Марина Юрьевна. – Самара., 2012. – 118 с.