

## **Методика использования интеллектуальных технологий в весовом проектировании самолета**

*Институт кибернетики им В.М. Глушкова НАН Украины*

В статье приведена математическая модель процесса весового проектирования самолета, основанная на решении системы уравнений существования самолета. Также приведена концепция автоматизации процессов проектирования с использованием системы принятий решений и базы знаний, построенной на основах онтологии.

**Ключевые слова:** весовое проектирование самолета, системы принятия решений, онтология.

### **1. Постановка задачи**

Весовое проектирование играет значительную роль в процессе построения самолета. Весовое проектирование является одним из трех видов эскизного проектирования (наряду с аэродинамическим и схематически техническим), на основе которых определяется внешний вид самолета путем оптимизации основных его параметров [1-3].

Основные задачи процесса весового проектирования [1]:

- определение характерных масс самолета (взлетной, посадочной, пустого самолета и др.) и массы всех агрегатов и систем на основе весового расчета;
- определение на основе общих весовых и аэродинамических расчетов основных размеров и тяговооруженности самолета;
- определение исходных данных для расчета самолета на прочность;
- весовой анализ эффективности самолета и уровня весового совершенства конструкции;
- поиск рационального размещения масс с целью максимальной плотности компоновки, которая способствует достижению минимальной массы самолета и нужного диапазона центровок.

Весовое проектирование начинается с определения основных весовых характеристик, все его этапы сопровождаются весовыми расчетами и анализами, весовым планированием и контролем. Главной задачей весового проектирования является создание системы весовых лимитов самолета [1,2].

Целью статьи является описание математической модели и методологии принятия решений при автоматизации основных задач весового проектирования.

### **2. Математическая модель процесса весового проектирования**

На сегодняшний день существует несколько различных подходов к расчету каждого из компонентов весовых лимитов.

Данная методика основана на составлении и решении основного уравнения существования самолета учитывающего:

- фундаментальные физические принципы существования самолета как летательного аппарата,
- конкретные технические требования, предъявляемые к самолету,

– состояние и требования по научно-техническому уровню (НТУ) самолета, по весовому, аэродинамическому и топливно-энергетическому совершенству

В качестве исходных данных используются:

- исходные данные, предъявляемые заказчиком к самолету,
- исходные данные величин НТУ, назначаемые разработчиком самолета,
- исходные данные величин, входящих в методику и назначаемых разработчиком самолета.

Математическая модель представляет собой систему уравнений существования самолета (уравнение баланса веса) и вспомогательные уравнения – уравнения «связи» параметров, входящих в уравнение существования самолета.

$$\left\{ \begin{array}{l} m_0 = \sum_{i=1}^n m_i \\ \bar{R}_0(T) \\ B(T, N) \end{array} \right. , \quad (1)$$

где: T -совокупность требований технического задания (ТЗ),

N - совокупность требований согласно НТУ.

Первым уравнением, входящим в математическую модель, является уравнение баланса веса самолета.

$$m_0 = \sum_{i=1}^n m_i \text{ или } m_0 - \sum_{i=1}^n m_i = 0, \quad (2)$$

где  $m_i$  – вес компонент взлетного веса самолета, функциональные зависимости которых построены на основе корреляции от взлетного веса с введением коэффициентов (зависимостей) учитывающих требования ТЗ и НТУ.

Согласно отраслевому стандарту ОСТ100434-81 и ОТТ ВВС уравнение взлетного веса имеет вид:

$$m_0 = m_k + m_{ob} + m_{cy} + \Delta m + m_{kn} + m_t, \quad (3)$$

где  $m_k$  – вес конструкции, включающий вес крыла, оперения, фюзеляжа и шасси;

$m_{ob}$  – вес оборудования, включающий вес функционального и целевого оборудования.;

$m_{cy}$  - вес силовой установки, включающий вес двигательной установки, топливной и обеспечивающих систем, а также вес вспомогательной силовой установки и не сливаемых остатков топлива и масла;

$\Delta m$  – вес снаряжения, включающий веса: экипажа, расходуемых жидкостей и газов двигательной установкой, спасательных средств (экипажа и пассажиров), питание экипажа и пассажиров, технической документации;

$m_{kn}$  – вес коммерческой нагрузки, задается в ТЗ;

$m_t$  – вес топлива.

Второе уравнение математической модели позволяет определить энерговооруженность самолета и имеет вид:

$$k_{R0} \cdot \bar{R}_0^2 - \bar{R}_0 \cdot f' - A = 0, \quad (4)$$

где  $\bar{R}_0$  – энерговооруженность самолета на взлете – отношение суммарной тяги двигателей на взлете к взлетному весу;

$k_{R0}$  – коэффициент потери тяги;

$f'$  – коэффициент трения на разбеге,

$A$  – свободный член уравнения, включающий влияние требований ТЗ и НТУ.

Третье уравнение имеет вид:

$$B = \frac{k \cdot V_p}{c_R} \cdot k_R, \quad (5)$$

где:  $B$  – коэффициент Бреге,

$V_p$  – рейсовая скорость,

$k$  – среднеполетный уровень аэродинамического качества,

$c_R$  – удельный расход топлива двигателей.

В результате решения системы уравнений математической модели можно получить следующие параметры самолета:

1. Взлетный вес самолета  $m_0$ ;
2. Потребную энерговооруженность самолета на взлете  $\bar{R}_0$ ;
3. Потребную площадь крыла  $S_w$ , которая может быть определена по формуле:

$$S_w = \frac{16 \cdot (m_0 - 0.5 \cdot m_t)}{C_y \cdot \left(1 - \frac{H_{kr}}{44.308}\right)^{4.256} \cdot \left(\frac{V_{kr}}{3.6}\right)^2}. \quad (6)$$

Полученные значения  $m_0$ ,  $\bar{R}_0$ ,  $S_w$  позволяют определить предварительный облик самолета, включающий:

- укрупненную весовую сводку самолета,
- предварительные характеристики двигателей,
- предварительные летно-технические характеристики самолета,
- обобщенные показатели НТУ самолета,
- предварительные экономические показатели самолета.

А также служить базой для определения:

– геометрических характеристик агрегатов самолета и ММ первого уровня ПЭОС,

- крейсерской и взлетно-посадочной аэродинамики самолета;
- параметров шасси,
- потребной энергоемкости электро и гидросистем самолета,
- детальной весовой сводки самолета.

Данный подход основывается на нескольких итерациях, поскольку первоначально значение параметра  $k$  берется на основании статистических данных, но на следующей итерации значение этого параметра рассчитывается из соотношения:

$$\frac{kV}{c_R} = \frac{m}{q_k}, \quad (7)$$

где  $m$  – среднеполетный вес самолета, зависящий от определяемой площади крыла.

После расчета значение параметра  $k$ , осуществляется перерасчет полученных ранее значений параметров и уточнение этих значений.

Алгоритм определения основных весовых и аэродинамических параметров самолета показан на рис. 1.

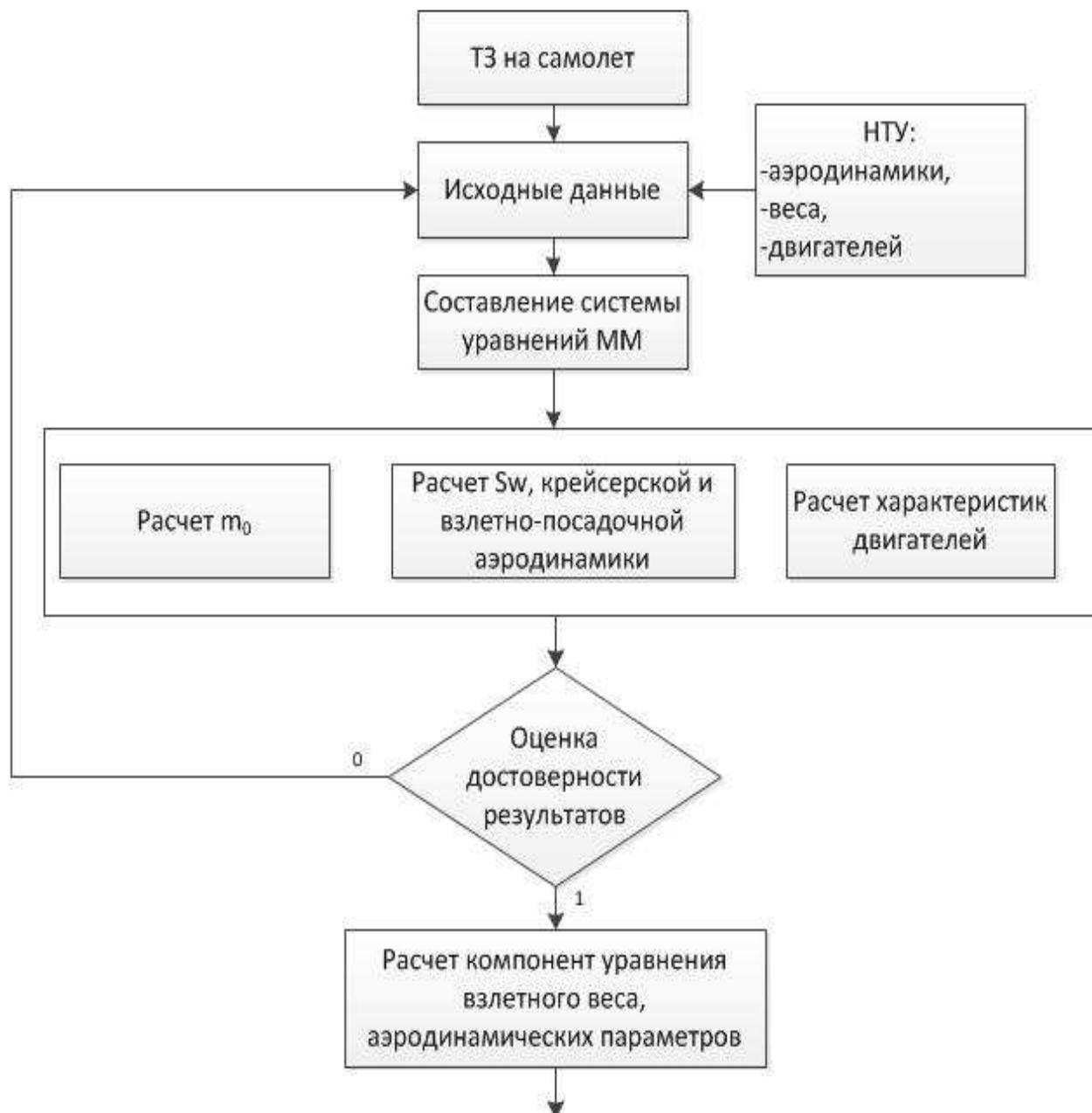


Рис. 1. Алгоритм расчета параметров самолета

### 3. Автоматизированная система весового проектирования

Для реализации данного подхода к решению задач весового проектирования, создается автоматизированная система весового проектирования, в основе которой лежит база знаний, построенная на принципах онтологии.

Перед системой весового проектирования стоят следующие основные задачи:

- анализ исходных данных и основных параметров самолета, расчет предварительного значения взлетной массы;
- определение энерговооруженности самолета;
- определение предварительной конструктивной массы основных элементов самолета и систем оборудования;
- расчет потребной площади крыла;
- расчет весовых лимитов основных систем и агрегатов самолета.

Основную задачу весового проектирования можно представить в виде:

$$E = \langle E_w, M, R_z \rangle, \quad (8)$$

где  $E_w$  – обобщенная задача весового проектирования, состоящая из  $p$  задач, которые в свою очередь состоят из  $n = \overline{1, N}$  фрагментов каждая. Каждый фрагмент представлен процедурой, реализованной на множестве  $v = \overline{1, V}$  операций.

Кроме того задача определяется как:

$$T = \langle D_m^p, R_p, C_p, D_{out}^p \rangle, \quad (9)$$

где  $D_m^p$  – множество входных данных,

$R_p$  – множество требований, условий применения, ограничений,

$C_p$  – контекст задачи,

$D_{out}^p$  – выходные данные,

$M$  – множество методов решения задач, таким образом:

$$M_p : (D_m^p, R_p, C_p) \rightarrow D_{out}^p, \quad (10)$$

$R_z$  – решатель задач.

Методика ведения весового проектирования зависит от параметров конкретного самолета. Выбор методов решения каждой из задач весового проектирования происходит с учетом характеристик самолета, этапа проектирования, имеющихся данных о параметрах самолета, его назначения и т.д.

Для представления, хранения и использования данных множеств  $R_p$ ,  $M$  создается база знаний весового проектирования, а для хранения данных множеств  $D_m^p$ ,  $D_{out}^p$  создается база данных.

В настоящее время для представления знаний в базах знаний используются логические, реляционные, графовые, продукционные, фреймовые, онтологические модели [4]. Наиболее удобно представить разнородную



$R_x$  – множество отношений данного термина,

$A_x$  – множество аксиом идентификации, вычисления и ограничения, заданных в БЗ.

Основная цель онтологии системы весового проектирования – служить связующим звеном между различными компонентами системы (такими как БД, XML-файлы с функциями расчета, прикладные программы, интерфейс, система защиты), а также основой для принятия решений в процессе проведения весового проектирования.

#### 4. Алгоритм процесса весового проектирования

Алгоритм работы системы при реализации данного подхода представлен на рис. 3. В процессе работы системы весового проектирования автоматически формируется система уравнений, путем нахождения значений вспомогательных параметров используя исходные данные, а также основные формулы, приведенные при описании математической модели, которые хранятся в базе знаний.

Все формулы весовых расчетов хранятся в виде XML файлов, содержащих порядок выполнения действий, на которые существует ссылка в онтологии весового проектирования. Выбор формулы из базы знаний осуществляется с учетом назначения самолета, особенностей его конструкции и его параметров.

При обработке формулы производится восстановление порядка выполнения вычислений по XML коду, а затем автоматическое вычисление результата.

При добавлении новой формулы, производится ее обработка, вычисляется порядок действий, затем осуществляется запись XML файла. Для преобразования формулы в XML код, она представляется в виде обратной польской нотации. При необходимости пользователь может редактировать одну из формул или добавить новую.

Все промежуточные данные и полученные результаты сохраняются в базе данных. Уравнение энерговооруженности самолета и уравнение взлетного веса автоматически формируются путем оптимизации хранящихся в базе знаний формул и включения в формулы для расчета компонентов, формул расчета промежуточных данных. Оба уравнения затем автоматически решаются.

После расчета весовых лимитов система передает полученные весовые лимиты для проведения весового контроля, при котором они сравниваются с данными, полученными с помощью конструкторских средств виртуального проектирования самолета, и с результатами взвешивания компонентов самолета и осуществляет весовой контроль и расчет центрирования.

Результаты весового расчета в виде автоматически оформленных отчетов передаются в разные отделы для просмотра и корректирование.

Пример работы системы на этапе вычисления взлетной массы самолета показан на рис. 4.

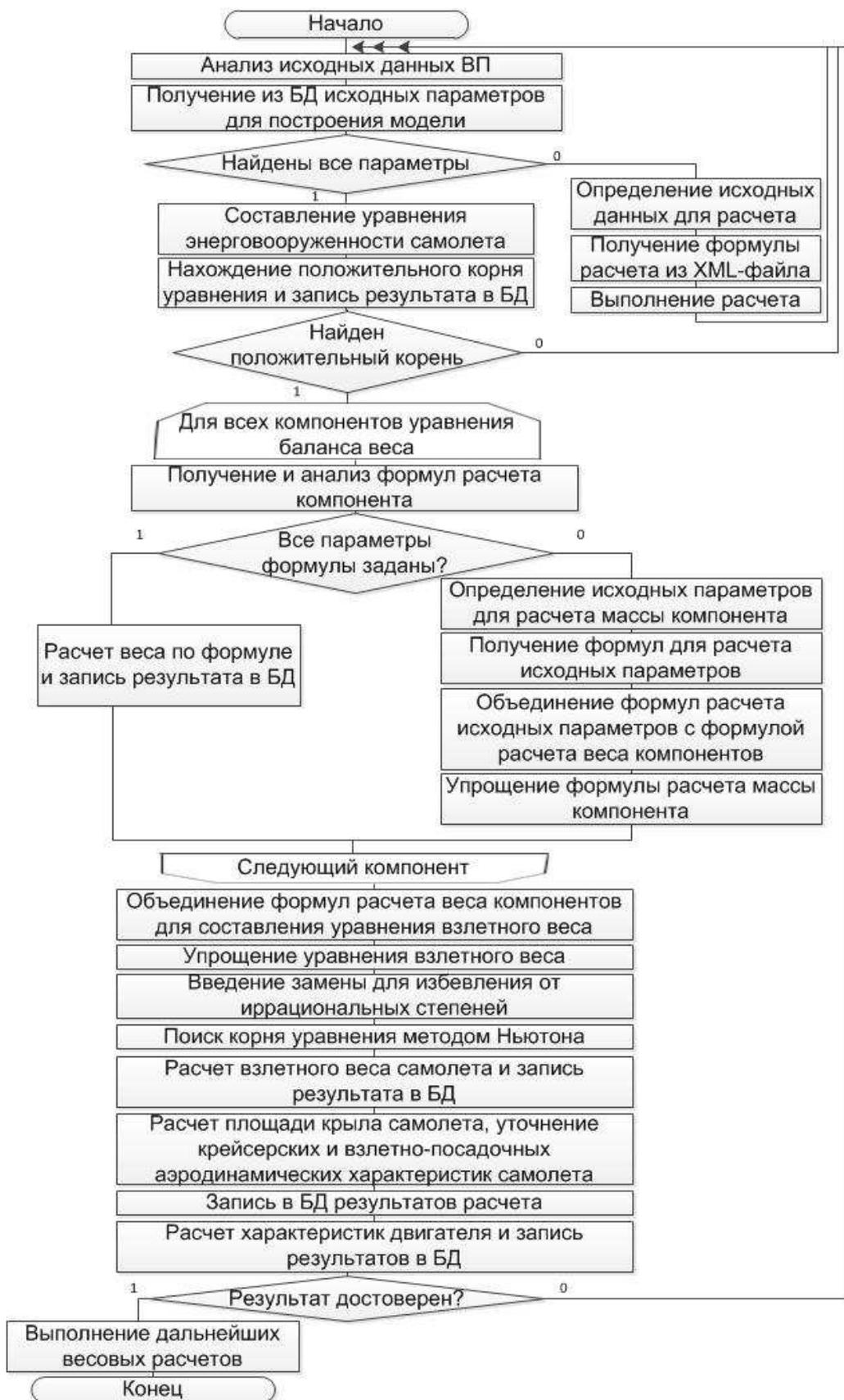


Рис. 3. Алгоритм процесса весового проектирования

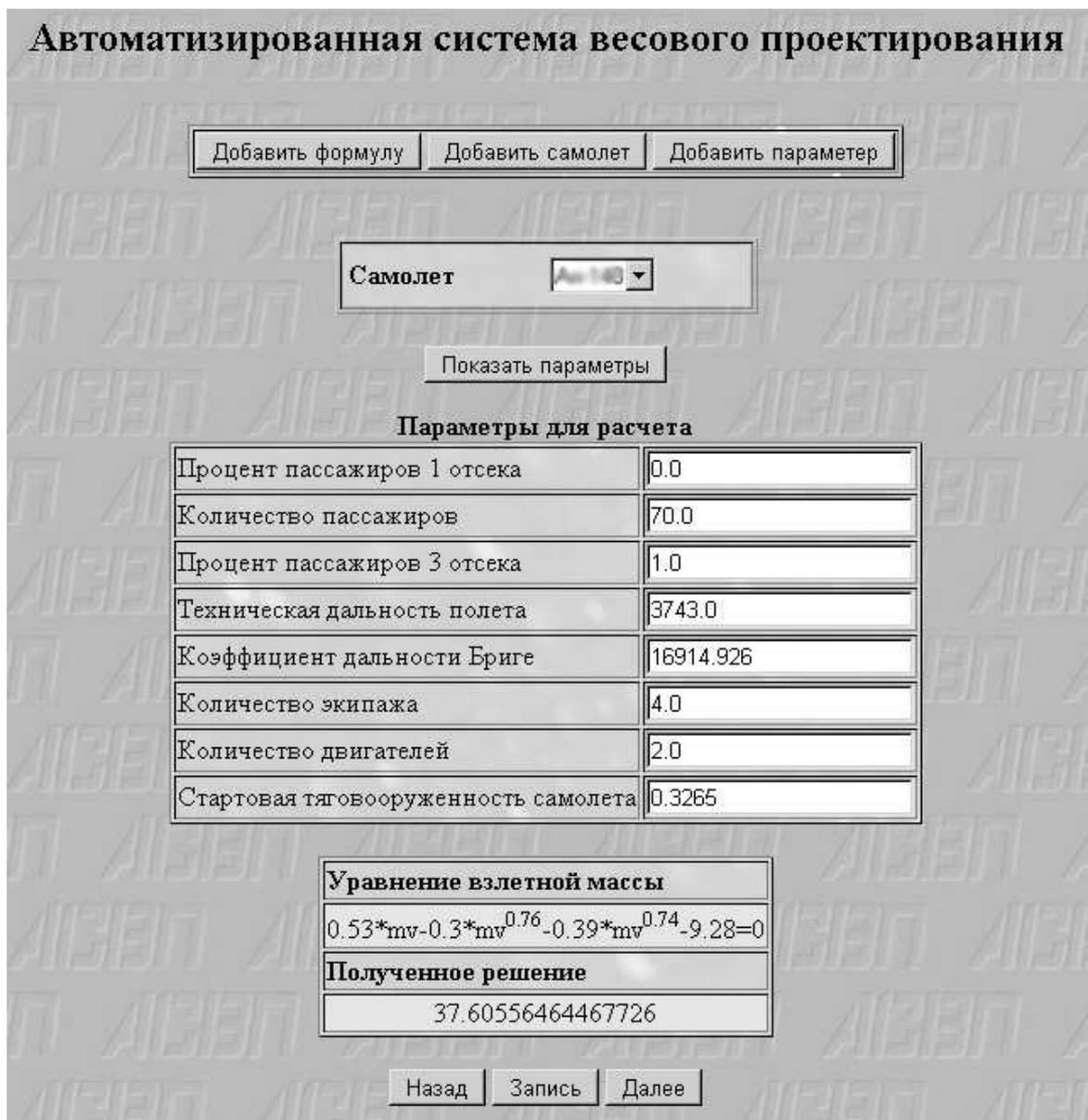


Рис. 4. Пример работы программы

## 5. Структура базы знаний

Данные системы весового проектирования организуются в три структуры:

1. базу знаний, содержащую термины из области весового проектирования, связи, между этими терминами, правила, устанавливающие порядок интерпретации терминов, применения знаний из базы знаний, условия проведения расчетов, согласования с требованиями стандартов.

2. базу данных, содержащую параметры и характеристики самолета, результаты весовых расчетов, временные расчетные данные, различную служебную информацию.

3. файловую базу данных, содержащую описание порядка расчетов для различных весовых формул и методов.

Данные весовых расчетов и исходные данные для проведения весового контроля хранятся в базе данных под управлением СУБД MySQL.

Все формулы весовых расчетов хранятся в виде XML файлов, содержащих порядок выполнения действий, на которые существует ссылка в онтологии системы весового проектирования.

База знаний автоматизированной системы весового проектирования самолета построена с использованием технологий OWL DL и RDF. Схема базы знаний системы представлена на рис 5. Для работы с базой знаний используются средства библиотек Jena [7] и Pellet [8]. Первоначально файлы базы знаний были созданы с помощью редактора Protégé [9], но дальнейшее их дополнение и изменение ведется с помощью средств библиотеки Jena.



Рис. 5. Схема базы знаний

## Выводы

Предложенная методика весового проектирования позволяет однозначное определение взлетного веса и потребной площади крыла самолета на этапе формирования облика самолета, используя в качестве исходных данных основные технические требования к самолету и состояние современного и прогнозируемого НТУ. Рассчитанные величины взлетного веса и потребной площади крыла самолета полностью определяют состояние самолета, его НТУ и являются базовыми величинами в блоке исходных данных по самолету на последующих этапах проектирования самолета.

Построенная таким образом система приобретает возможность изменять подход к весовым расчетам, включать новые методы и формулы, изменять хранимые формулы, анализировать опыт предыдущих проектов самолетов для проведения более точного проектирования. Система весового проектирования имеет возможность динамически изменять свою структуру и принципы функционирования, в зависимости от решаемой задачи и условий функционирования. Разнообразные компоненты этой системы (база данных, база

знаний, программные и интерфейсные модули) призваны решать одну задачу – организацию процесса весового проектирования. Соответственно классификации предложенной в [6] система весового проектирования является экспертной системой с онтолого – управляемой архитектурой.

### Список литературы

1. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: Справочник, М.: Логос, 1984. – 552с.
2. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. "Проектирование самолетов: Ученик для вузов. Под ред.. С.М. Егера.". – Логос - М, 2005. – 648с.
3. Бадягин А.А., Егер с.М., Мишин В.Ф., Склянський Ф.І, Фомін А.М. "Проектування літаків", М «Машинобудування», 1972, - 516 з
4. Asunción Gómez-Pérez, Mariano Fernández-López and Oscar Corcho. Ontological Engineering with examples from the areas of Knowledge Management, e-Commerce and the Semantic Web, Springer-Verlag London Limited 2004, 411p
5. Nicola Guarino "Formal Ontology and Information Systems"
6. С.Рассел, П. Норвинг Искусственный интеллект. Современный подход., М.: Издательский дом «Вильямс», 2006.-1408с.
7. <http://sourceforge.net/projects/jena>
8. <http://pellet.owldl.com>
9. <http://www.co-ode.org>

**Рецензент:** доктор технических наук, профессор В. А. Романов  
Институт кибернетики им В.М. Глушкова НАН Украины, Киев

Поступила в редакцию 07.10.2013

### Методика використання інтелектуальних технологій у ваговому проектуванні літака

У статті запропонована математична модель процесу вагового проектування літака, яка полягає у рішенні системи рівнянь існування літака. Також наведена концепція автоматизації процесів проектування з використанням системи прийняття рішень і бази знань, побудованій на засадах онтології.

**Ключові слова:** вагове проектування літака, система прийняття рішень, онтологія.

### The method of using of intellectual technologies in the aircraft weight design

The mathematical model of the aircraft weight design that consists of solving equations set of the aircraft existence is described in this article. Also this article contains the conception of an automatized system of aircraft weight design that is created with using of an ontology data base and decision-making system.

**Keywords:** aircraft weight design, ontology, decision-making system.