

ВЕСОВОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ЦИФРОВОЙ ПЛАТФОРМЕ В ЕДИНОМ ИНФОРМАЦИОННОМ ПРОСТРАНСТВЕ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ИЗДЕЛИЯ

Кантимиров С.А., Серебрянский С.А.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе д.4

kantimiroff@yandex.ru, s-s-alex@mail.ru

Аннотация: Весовые и массово-инерционные свойства самолёта являются одними из ключевых характеристик, которые оказывают существенное влияние на его эксплуатационные свойства. В статье рассматриваются вопросы автоматизации задач весового проектирования изделий авиационной техники в едином информационном пространстве жизненного цикла. Изложены методологические основы весового проектирования, показана структура и функциональная реализация цифровой платформы весового проектирования летательного аппарата. Информационной основой данной системы выступает весовая модель самолёта, которая в информационном пространстве доступна всем участникам на этапах жизненного цикла.

Ключевые слова: жизненный цикл изделия, единое информационное пространство, весовое проектирование, летательный аппарат, цифровая платформа.

Введение

В области разработки наукоемкой авиационной продукции современные тенденции направлены в сторону развития совместной работы над проектом географически удаленных организаций, находящихся в различных часовых поясах, т.е. работающих над проектом сложного технического изделия из разных мест и в разное время.

Информационная инфраструктура, которая могла бы обеспечить сквозную коммуникацию между всеми организациями авиационной промышленности, пока еще отсутствует.

Под единым информационным пространством понимается совокупность данных относящихся к проекту самолета, которые доступны всем подразделениям и исполнителям в рамках их компетенции при выполнении своих служебных обязанностей.

Это приводит к общему увеличению объема информации и необходимости организации взаимодействия между участниками. В основу концепции взаимодействия положена идея создания единого информационного пространства, где каждый из участников ЖЦ изделия получает свободный доступ к той области, где находится необходимая, в данный момент, необходимая информация. Единство информационного пространства не подразумевает физическое расположение всей электронной информации в одном месте. Предполагается создание так называемого «распределенного» информационного пространства, когда данные хранятся в облачном сервисе. Таким образом, информация, поступающая на разных стадиях ЖЦ изделия от различных участников работ, расположенных в разных метаях, становится доступной любому участнику в необходимом для него объеме в удобное время и в удобном виде, независимо от географического места положения. Это и составляет единое информационное пространство жизненного цикла изделия [1].

Предлагается создание комплексного платформенного технологического и программного решения, которое будет объединять в себе функционал систем по подготовке производства (системы CAD, CAM, CAE, PDM), систем управления производством (системы MES и ERP) и системы управления ресурсами EAM, обеспечивая при этом высокие стандарты безопасности технической информации. Наполнение такой платформы на начальном этапе проектирования должно поддерживаться системой автоматизированного сбора данных.

При решении подавляющего большинства проектных и конструкторских задач весовые параметры в том или ином виде участвуют в расчетах.

Необходимость проведения весовых расчетов возникает на самых ранних шагах проектирования и сопровождает все дальнейшие этапы жизненного цикла АТ.

1 Проектирование как начальный этап жизненного цикла

При проектировании ЛА производится взаимная увязка многих противоречивых свойств и параметров с целью создания ЛА, наилучшим образом удовлетворяющего своему боевому назначению.

В результате проектирования должна быть разработана техническая документация, определяющая летно-технические и эксплуатационные характеристики, схему и конструкцию ЛА и его частей.

Проектирование завершается постройкой нескольких опытных образцов ЛА для проведения испытаний на соответствие предъявленным к нему требованиям [2, 3].

Процесс проектирования состоит из последовательности предварительного, эскизного и рабочего этапов. В ходе предварительного проектирования уточняются требования к ЛА и проверяется возможность их реализации. Эскизное проектирование включает:

- выбор и обоснование аэродинамической схемы ЛА;
- выбор и обоснование типа силовой установки, числа и размещения двигателей;
- определение массы и размерности ЛА и его частей с использованием уравнения существования;
- аэродинамический расчет, расчеты устойчивости и управляемости;
- приближенные расчеты на прочность основных частей ЛА;
- разработку принципиальных схем различных систем (гидравлической, пневматической, управления, топливной и др.);

Порядок определения массы и размерности ЛА аналогичен тому, который производится при обосновании тактико-технических и эксплуатационных требований, но является более точным, т. к. базируется на более детальной информации.

Эскизный проект и макет ЛА последовательно рассматриваются и утверждаются специальными комиссиями. После чего уточняются внешние обводы ЛА, окончательно увязывается конструкция с внутренней компоновкой двигателей, систем, оборудования и вооружения, проводятся продувки моделей в аэродинамических трубах и более полные аэродинамические расчеты, выполняются более точные расчеты на прочность и др.

Рабочее проектирование включает:

- разработку чертежей общих видов частей и агрегатов ЛА;
- разработку детализированных и сборочных чертежей конструкции частей, агрегатов и узлов;
- уточнение расчетов на прочность, связанных с внедрением новых конструктивных решений и материалов;
- уточнение массы планера, силовой установки, топлива, систем, экипажа, оборудования, вооружения и ЛА в целом.

Рабочее проектирование заканчивается постройкой опытных образцов ЛА для проведения наземных и летных испытаний.

При модернизации стремятся так изменить существующий ЛА, чтобы он соответствовал новым современным требованиям, но без коренной переделки, особенно аэродинамической компоновки и конструкции планера. Фактически модернизация проводится с целью повысить боевую эффективность ЛА и продлить время нахождения его на вооружении.

Наиболее часто используют три основные пути модернизации:

- установку нового, более совершенного, бортового комплекса оборудования и вооружения, что обычно приводит к увеличению взлетной массы и ухудшению ряда тактических свойств при сохранении того же технического уровня, на котором ЛА создавался;
- улучшение тактических и эксплуатационных свойств за счет использования более совершенного технического уровня при сохранении относительных масс частей ЛА, определяющих эти свойства и, соответственно, взлетной массы ЛА;
- одновременное применение более совершенного технического уровня и установку нового комплекса оборудования и вооружения, когда осуществляется перераспределение относительных масс частей ЛА, что приводит к улучшению части свойств и сохранению или незначительному изменению взлетной массы ЛА при неизменных функциональных, технических и эксплуатационных свойствах.

Одной из важнейших технических характеристик ЛА является его масса. На разных стадиях создания самолета, когда неизвестно точное значение массы, прибегают к различным оценкам. В структурно-параметрической весовой модели фиксируются перечисленные ниже оценки массы, которые соответствуют разным этапам проектирования [4, 5]:

$M_{\text{теор}}$ – теоретическая масса – представляет собой оценку массы, вычисленную на основании некоторой математической модели конструкции;

$M_{\text{лим}}$ – лимитная масса конструкции, устанавливаемая на основании теоретических оценок и используется для весового контроля в процессе детальной разработки конструкции на этапах проектирования;

$M_{\text{черт}}$ – чертежная масса конструкции, рассчитывается по чертежу или по электронной геометрической модели конструкции летательного аппарата;

$M_{\text{креп}}$ – масса крепежа конструкции - дополнение к чертежной массе, которое учитывает мелкие детали конструкции, предназначенные для соединения подчиненных деталей (заклепки, болты, гайки, шайбы и т. п.). Масса крепежа распределяется по элементам конструкции;

$M_{\text{факт}}$ – фактическая масса изготовленной и взвешенной конструкции. Фактическая масса может задаваться не только для изготавливаемых конструкций ЛА, но и для готовых поставляемых изделий при их установке на борту.

При решении подавляющего большинства проектных и конструкторских задач весовые параметры в том или ином виде участвуют в расчётах. Необходимость проведения весовых расчётов возникает на самых ранних шагах проектирования и сопровождает все дальнейшие стадии их разработки и эксплуатации. В процессе создания и эксплуатации ЛА постоянно контролируются его масса и другие массово-инерционные характеристики всех размещаемых на борту систем, агрегатов, узлов и деталей. Количество агрегатов, узлов и деталей, современных ЛА исчисляется тысячами и десятками тысяч. Поэтому в авиа и ракетостроении весовые расчёты, весовой анализ, весовой контроль выливаются в сложную инженерную проблему и выделяются в целое направление инженерной деятельности, которое принято называть весовым проектированием.

Одним из ключевых факторов, формирующих облик самолёта, является величина массы конструкции планера, это обуславливается:

- большой долей массы конструкции планера в общей массе самолёта;
- высокой чувствительностью лётно-технических характеристик к массе самолёта;
- влиянием массы самолёта на изменение других параметров, влияющих на технический облик самолёта и его систем включая силовую установку.

В то же время необходимо отметить тот факт, что масса конструкции относится к числу трудно определяемых, расчётным путём, параметров летательного аппарата.

Задачи процесса весового проектирования, помимо общих для всех этапов проектирования, включают:

- определение характеристик масс (пустого самолёта, взлётной, посадочной, планера, систем, оборудования и др.) и массы всех агрегатов на основе весового расчёта ($M_{\text{факт}}$);
- прогнозирование окончательных значений характерных масс с учётом их изменений в процессе создания самолёта;
- определение, на основе совместных весовых и аэродинамических расчётов, основных параметров облика летательного аппарата;
- определение основных исходных данных для расчёта самолёта на прочность;
- весовое планирование на этапах проектирования и конструирования с целью достижения весовой эффективности на основе лимитных масс ($M_{\text{лим}}$), комплексов конструктивно-технологических мероприятий и весового контроля на этапах проектирования и производства;
- совершенствование методов и развитие теории конструктивных решений минимальных масс;
- весовой анализ эффективности конструкции и уровня весового совершенства самолёта;
- оперативное устранение отклонений от весового плана на этапах жизненного цикла изделия;
- определение рационального размещения масс с целью максимальной плотности компоновки, способствующей достижению минимальной массы самолёта и требуемого диапазона центровок;
- определение положения агрегатов планера (крыло, оперение), стоек шасси вдоль продольной оси самолёта на основе определения координаты центра масс X_T ;
- определение положения целевой нагрузки (диапазона расчётных конфигураций);
- определение последовательности выработки топлива из условий минимального изменения положения координаты центра тяжести в процессе полёта;

Решения перечисленных задач оказывает влияние не только на точность проектно-конструкторских расчётов, связанных с ними, но и на весовую, топливную и как следствие экономическую эффективность проектируемого летательного аппарата, что вытекает из следующего:

- рациональность выбора основных параметров технического облика проектируемого ЛА, с учётом того, что достижение проектных лётно-технических характеристик зависит от достоверности прогнозируемых весовых данных самолёта;

- соответствие основных факторов, определяющих эффективность конструкции (минимальная масса, требуемая жёсткость и прочность, эксплуатационная живучесть и усталостная прочность конструкции планера) в значительной степени зависят от точности и достоверности прогнозируемых весовых данных проектируемого летательного аппарата.

2 Методологические основы решения задач весового проектирования летательного аппарата

Процесс весового проектирования целесообразно проводить, подразделив его на три уровня отличающимися характером решаемых задач, видами и методами выполняемых расчётов [6, 7].

Расчёты первого уровня (рис.1) связаны с определением облика самолёта на основе исходных проектных данных Π^Φ ; $\Pi^{\text{тех}}$; $\Pi^{\text{техн}}$; $\Pi^{\text{эксп}}$; $\Pi^{\text{эксн}}$ (этап внешнего проектирования) задаваемых техническими требованиями (ТТ).

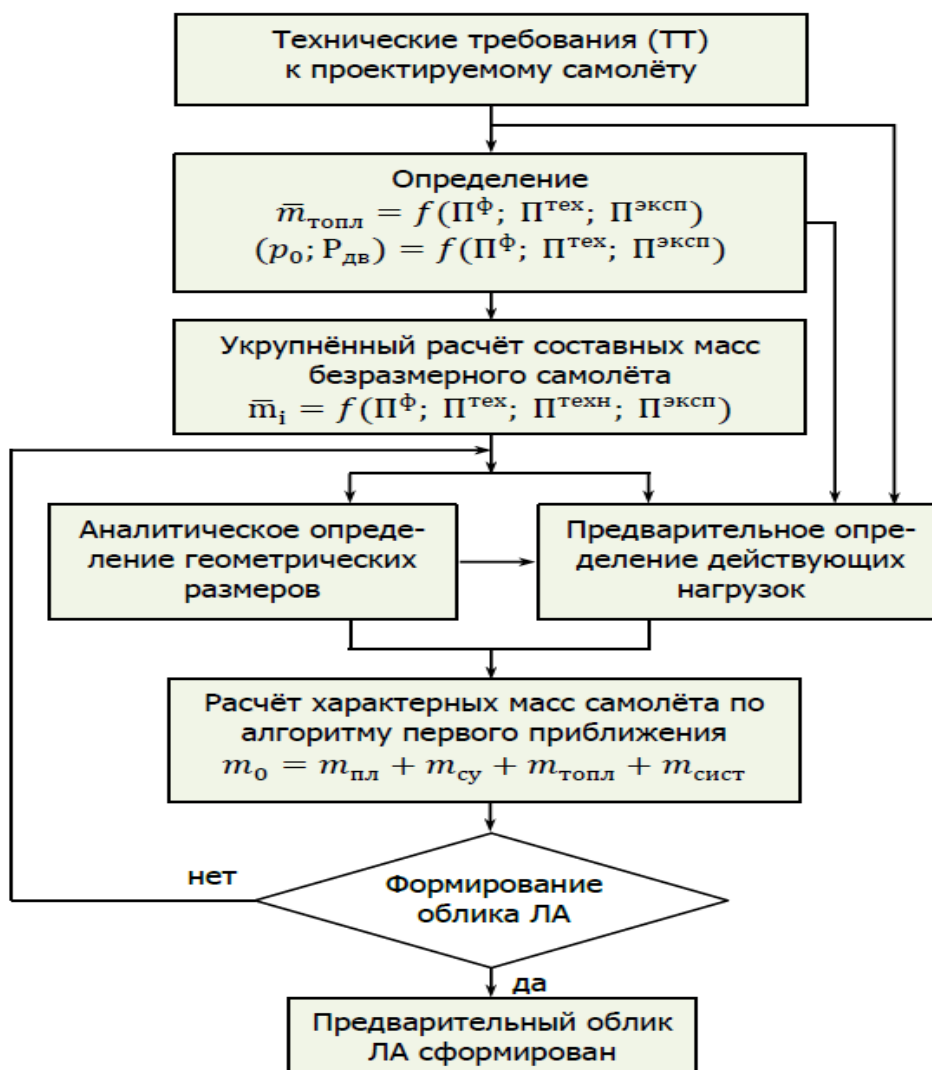


Рис. 1. Алгоритм решения задачи первого уровня. Определение предварительного облика самолёта на основе заданных технических требований (ТТ)

где:

Π^Φ – комплекс функциональных параметров, которые определяют назначение проектируемого летательного аппарата ($m_{\text{цн}}$; $V_{\text{кр}}$; V_{max} ; $H_{\text{кр}}$; H_{max} ; L_{max} ; $n_y^{\text{экс}}$; $n_x^{\text{экс}}$);

$\Pi^{\text{тех}}$ – комплекс технических параметров, которые характеризуют эффективность реализации физических принципов функционирования самолёта и его составных частей (двигатель, системы, оборудование) (γ_m ; σ_b ; E ; $\gamma_{\text{дв}}$; $C_{\text{уд}}$; λ ; η ; \bar{c} ; C_{x_0} ; A ; $K_{\text{аэр}}$) и др;

$\Pi^{\text{техн}}$ – комплекс технологических параметров, определяющих возможность производства изделия;

$\Pi^{\text{эксп}}$ – комплекс эксплуатационных параметров ($T_{\text{рес}}$; $t_{\text{подг}}$; $K_{\text{вост}}$; $L_{\text{разб}}$; $L_{\text{проб}}$);

$\Pi^{\text{экон}}$ – комплекс экономических параметров.

Основной задачей первого уровня является определение весовых характеристик безразмерного самолёта (размеры которого не выбраны) затем проводится аналитическое (предварительное) определение его основных размеров и параметров из условий заданных лётно-технических, взлётно-посадочных и эксплуатационных требований. Расчёт первого уровня можно выполнять с использованием системы укрупнённых весовых расчётов [8, 9].

Все конструктивные составные части и системы самолёта объединяют в пять основных групп - планер, силовая установка, топливо, системы (управления, гидравлическая, пневматическая и др.), полезная нагрузка (экипаж, топливо и целевая нагрузка). Каждая из групп имеет определенную массу, что позволяет найти взлетную массу ЛА (1). Решение задач первого и второго уровня основано на приведённых весовых зависимостях.

$$m_0 = m_{\text{пл}} + m_{\text{су}} + m_{\text{топл}} + m_{\text{сист}} + m_{\text{цн}} \quad (1)$$

где:

$m_{\text{пл}}$ – группа масс планера;

$m_{\text{су}}$ – группа масс силовой установки;

$m_{\text{топл}}$ – масса топлива;

$m_{\text{сист}}$ – группа масс систем и оборудования;

$m_{\text{цн}}$ – группа масс полезной нагрузки.

Каждое из слагаемых правой части уравнения (1) m_i является функцией заданного комплекса параметров, $m_i = f(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}})$ а первые четыре зависят и от массы ЛА $m_0 = f(\Pi^{\text{т}})$. Это позволяет записать первую форму уравнения весового баланса (2):

$$m_0 = m_{\text{пл}}(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}}; m_0) + m_{\text{су}}(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}}; m_0) + m_{\text{топл}}(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}}; m_0) + m_{\text{сист}}(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}}; m_0) + m_{\text{цн}}(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}}) \quad (2)$$

Зависимость $m_{\text{пл}} + m_{\text{су}} + m_{\text{топл}} + m_{\text{сист}}$ от m_0 позволяет выразить (2) в виде (3), путем деления правой и левой части уравнения (2) на m_0 :

$$1 = \bar{m}_{\text{пл}}(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}}; m_0) + \bar{m}_{\text{су}}(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}}; m_0) + \bar{m}_{\text{топл}}(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}}; m_0) + \bar{m}_{\text{сист}}(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}}; m_0) + \bar{m}_{\text{цн}}(\Pi^{\text{ф}}; \Pi^{\text{тех}}; \Pi^{\text{техн}}; \Pi^{\text{экон}}) \quad (3)$$

где: $\bar{m}_i = \frac{m_i(\Pi^i; m_0)}{m_0}$ – относительная масса составных частей самолёта;

$\bar{m}_{\text{цн}} = \frac{m_{\text{цн}}(\Pi^i)}{m_0}$ – относительная масса целевой нагрузки.

Расчёты второго уровня (рис. 2) определяют размерность агрегатов планера (крыло, фюзеляж, оперение и др.), систем и оборудования методами оптимизации на основании требований к проектируемому ЛА, технический облик которого был сформирован на первом уровне. При решении данной задачи реализуется взаимодействие всех элементов сложной технической системы (ЛА). В весовом проектировании выполняются агрегатные расчёты с варьируемыми параметрами и размерами.

Относительная масса составных частей – проектируемого летательного аппарата определяется, по приведенным далее зависимостям, на этапе эскизного проектирования.

Относительная масса конструкции планера $\bar{m}_{\text{пл}}$ (4), определяется исходя из того, что в данную группу масс включают – фюзеляж $\bar{m}_{\text{ф}}$, крыло $\bar{m}_{\text{кр}}$, оперение $\bar{m}_{\text{оп}}$, шасси $\bar{m}_{\text{ш}}$ и другие агрегаты $\Delta\bar{m}_{\text{агр}}$, определяемые назначением ЛА:

$$\bar{m}_{\text{пл}} = \frac{m_{\text{пл}}}{m_0} = \bar{m}_{\text{ф}} + \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{оп}} + \bar{m}_{\text{ш}} + \Delta\bar{m}_{\text{агр}} \quad (4)$$

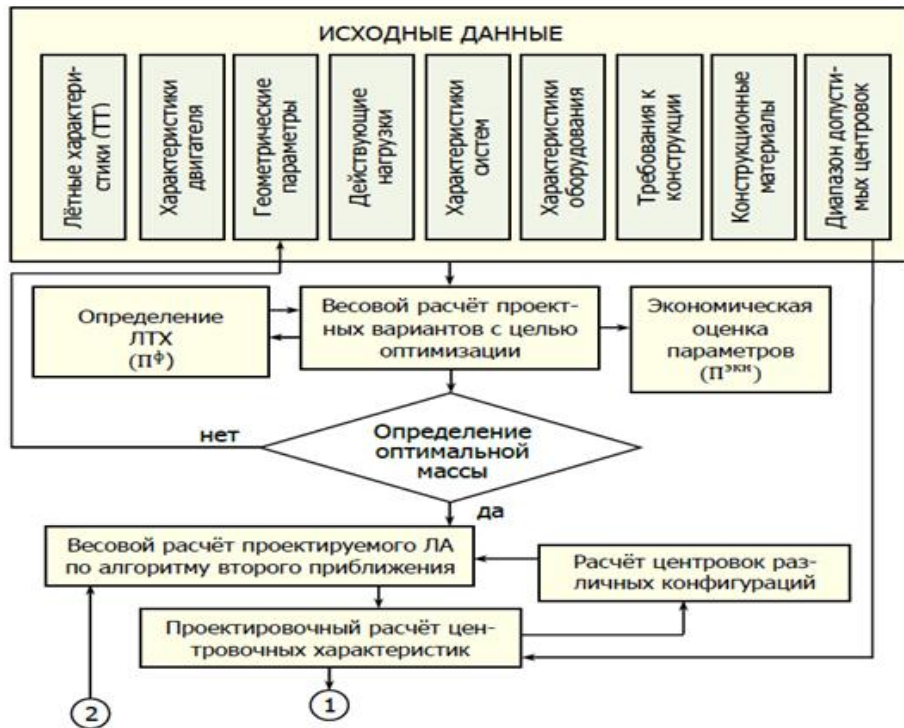


Рис. 2. Алгоритм решения задачи второго уровня

На основании статистических оценок и теоретических исследований получены несколько вариантов для определения $\bar{m}_{пл}$, наиболее обобщённым является следующий:

$$\bar{m}_{пл} = \left(\bar{m}_{\phi} + \frac{bg}{P_0} K_{оп} \right) K_t + \bar{m}_{ш} + \Delta \bar{m}_{азр} \quad (5)$$

где: P_0 – удельная нагрузка на крыло.

Входящие в формулу (5) коэффициенты включают:

$b = \frac{m_{кр}}{S_{кр}}$ – средняя (статистическая) масса одного квадратного метра крыла;

$\frac{bg}{P_0} = \frac{m_{кр} g S_{кр}}{S_{кр} m_0 g} = \bar{m}_{кр}$ – относительная масса крыла с механизацией;

$K_{оп} = 1 + \bar{S}_{оп}$ – коэффициент, учитывающий массу оперения, где:

$\bar{S}_{оп} = \frac{S_{оп}}{S_{кр}} = \frac{S_{во} + S_{го}}{S_{кр}}$ и $\frac{bg}{P_0} K_{оп} = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{кр} \bar{S}_{оп} = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{оп}$ – при условии, что средняя масса одного квадратного метра крыла и оперения одинаковы;

$K_t = \frac{\sigma_b}{\sigma_{вт}}$ – коэффициент, учитывающий увеличение массы конструкции для компенсации потери прочности при нагреве основного конструкционного материала в определённом диапазоне скоростей полёта.

Коэффициенты входящие в (5) зависят от функциональных ПФ, технических П^{тех} и технологических П^{техн} комплексов параметров для класса проектируемого ЛА.

Относительная масса силовой установки \bar{m}_{cy} определяется, исходя из того, что группа силовой установки включает двигатели, воздухозаборники, воздухоподводящие каналы, гондолы, узлы крепления двигателей и агрегатов, невстроенные топливные баки, насосы, трубопроводы и другие элементы топливной системы.

$$\bar{m}_{cy} = \frac{m_{cy}}{m_0} = K_{ос} \bar{m}_{ос} + \bar{m}_{мс} \quad (6)$$

где:

$k_{дв}$ – коэффициент, учитывающий превышение массы силовой установки над массой двигателей;
 $\bar{m}_{дв}$ – относительная масса двигателя;
 $\bar{m}_{тс}$ – относительная масса топливной системы.

Уравнение (6) устанавливает связь — с такими важными показателями которые характеризуют технический и технологический уровень развития двигателестроения, и определяется из условия обеспечения комплекса функциональных параметров $\pi_{тф}$.

Относительная масса топлива — определяется из необходимости обеспечения всех этапов полета: взлета и набора высоты, горизонтального полета, маневрирования, снижения и посадки, а также наличия на борту самолета гарантийного запаса топлива при возникновении особых случаев и при выполнении специальных задач.

$$\bar{m}_{топл} = \frac{m_{топл}}{m_0} = \bar{m}_{топл_{ис}} + \bar{m}_{топл_{н}} + \bar{m}_{топл_{ман}} + \bar{m}_{топл_{сн}} + \Delta\bar{m}_{топл_{гарант}} \quad (7)$$

Гарантийный запас топлива $\Delta\bar{m}_{топл_{гарант}}$ обычно принимают как долю от общего количества топлива.

В отношении относительной массы систем $\bar{m}_{сист}$ ЛА (управления, гидравлической, пневматической и др.) её функциональная зависимость от комплекса параметров, проектируемого ЛА, берется по статистике для каждого конкретного класса ЛА.

Таким образом, выше получены выражения, устанавливающие зависимости относительных масс основных составных частей самолета от функциональных, технических, технологических и эксплуатационных параметров.

Расчёты третьего уровня, в ходе весового проектирования, позволяют окончательно определить весовые характеристики и количественные показатели весового планирования (составных массовых данных и весовых лимитов). Они исходят из необходимости аналитического определения массы составных частей проектируемого ЛА с учётом расчётных случаев нагружения А; А'; В; С; D; D' в зависимости от:

- действующих расчётных нагрузок с учётом упругости;
- усталостной и статической прочности;
- аэроупругих свойств элементов конструкции;
- свойств конструктивных материалов;
- производственных ограничений.

Значение аналитической оценки «масса-прочность» исключительно весомо на всех этапах проектирования. Данный анализ включает в себя:

- исследование расчётных условий работы агрегатов планера;
- определение основных внешних нагрузок;
- определение геометрических форм и размеров основных силовых элементов в сечениях конструкции;
- построение принципиальных зависимостей между действующими нагрузками и массой силовой конструкции;
- оценку влияния силовых факторов, возникающих в сечениях конструкции и др.

Большой объём информации, которая генерируется в ходе решения указанных задач, требует разработки разноплановых математических моделей и специальных вычислительных программ способных обеспечить взаимодействие участников процесса в едином информационном пространстве жизненного цикла изделия.



Рис. 3. Алгоритм решения задачи третьего уровня

3 Цифровая платформа весового проектирования в едином информационном пространстве жизненного цикла изделия

В настоящее время, в проектных организациях, широко используется система автоматизированного проектирования (САПР) на основе применения математических и других моделей, автоматизированных проектных процедур и средств вычислительной техники.

Для всех расчетных задач весового проектирования основной целью является расчет массово-инерционных характеристик ЛА, его компонент и агрегатов при различных полетных и стояночных конфигурациях. Ниже сформулированы те задачи, решение которых актуально для проектирования современных летательных аппаратов:

- формирование весового облика ЛА;
- построение дерева конструкции, расчет массово-инерционных характеристик пустого ЛА;
- задачи весового анализа и весового контроля на всех стадиях разработки ЛА;
- расчет распределения МИХ для пустого ЛА.
- формирование вариантов снаряжения ЛА, расчет МИХ снаряженного ЛА;
- расчет тарировочных характеристик топливных баков ЛА;
- синтез и анализ программ заправки и выработки топлива при различных конфигурациях топливной системы;
- расчет распределенных МИХ для снаряженного и заправленного топливом ЛА;
- ведение классификатора и каталога целевой загрузки ЛА;
- формирование и анализ различных вариантов целевой загрузки ЛА;
- ведение реестра допустимых вариантов загрузки в зависимости от характера полетного задания;
- расчет распределенных МИХ для снаряженного, заправленного топливом и загруженного изделия, при различных конфигурациях ЛА;
- анализ выполнения ограничений по взлетно-посадочной массе при различных вариантах загрузки и заправки топливом;
- анализ выполнения ограничений по центровке при различных вариантах загрузки и заправки топливом и для разных программ выработки топлива;
- задачи весового анализа, весового контроля, подготовки полетных заданий на стадии эксплуатации готовых изделий.

В данной работе показаны подходы к решению задач весового проектирования ЛА, которые реализуются в прикладных сервисах цифровой платформы весового проектирования летательных аппаратов» (ЦП ВП ЛА). Информационным ядром и основой прикладных сервисов является единая структурно-параметрическая весовая модель разрабатываемого ЛА, описание которой дает довольно полное представление о назначении и задачах, решаемых с помощью прикладных сервисов ЦП ВП ЛА.

Цифровая платформа предназначена для применения на предприятиях промышленности (авиационной, ракетно-космической, а также в других отраслях, в которых уделяется особое внимание весовому проектированию и контролю разрабатываемых изделий), осуществляющих разработку, постановку на производство и эксплуатацию образцов летательных аппаратов (и других видов техники). Цифровая платформа направлена на создание Изделия минимальной массы при заданных требованиях.

Структурно - параметрическая весовая модель ЛА

Под структурно-параметрической весовой моделью ЛА понимается база данных, которая содержит всю необходимую информацию для проведения комплекса расчетов массово-инерционных характеристик (МИХ) и центровочных данных (МЦД) ЛА. Весовая модель состоит из нескольких структур, ориентированных на определенные группы параметров и задач весового проектирования. Ниже перечислены основные структуры весовой модели, которые реализуются в рамках ЦП ВП ЛА:

- область существования ЛА в пространстве основных весовых параметров – весовой облик;
- дерево конструкции ЛА;
- иерархия систем координат, связанных с ЛА и его агрегатами, геометрические структуры весовой модели ЛА;
- каталог целевой нагрузки, размещаемой во внутренних отсеках и на подвесках;
- реестр допустимых вариантов загрузки ЛА;
- таблицы тарифовочных характеристик топливных баков;
- таблицы характеристик выработки топлива.

Дерево конструкции ЛА является центральной структурой весовой модели, которая отражает его членение на составные части - системы, агрегаты, узлы, детали. В базе данных весовой модели эта структура представлена в виде многоуровневого корневого дерева.

Дерево конструкции весовой модели готового изделия не является статической структурой. Конфигурация ЛА зависит от конкретных условий его применения. Массово-инерционные характеристики при взлете и посадке отличаются от тех же характеристик в полете, когда убраны стойки шасси. Конфигурация меняется и в полете у ЛА с изменяемым углом стреловидности или с изменяемым вектором тяги. Текущая конфигурация является одним из параметров весовой модели и параметров весовых расчетов. По самому смыслу создания ЛА, как транспортного средства, предполагается, что кроме собственно конструкции, которая обеспечивает выполнение основных задач, на его массово-инерционные характеристики существенным образом влияет перевозимая нагрузка. Перевозимая нагрузка есть переменная часть структуры дерева конструкции. Весовые классификаторы выделяют постоянную часть массы изделия и переменную, состоящую из снаряжения, топлива и целевой нагрузки.

Все переменные и постоянные компоненты ЛА составляют единое целое, и расчет массово-инерционных и центровочных характеристик допустимых конфигураций является одной из главных задач проектирования ЛА любого назначения. Переменные структуры в весовой модели могут задаваться альтернативными конструкциями, когда у некоторой вершины дерева есть несколько вариантов поддеревьев и когда любой из вариантов, но только один из них может быть активирован в конкретный момент времени. Существует своя специфика задания переменных структур весовой модели для разных содержательных задач.

Программный комплекс ЦП ВП ЛА разработан в соответствии с архитектурой «многоуровневый клиент-сервер». Прежде всего, это означает, что непосредственно с базами данных (которых в составе комплекса может быть произвольное количество) взаимодействуют специализированные серверные компоненты – прикладные сервисы. Пользователи, находясь в едином информационном пространстве, получают доступ к функциям системы с помощью клиентских модулей, которые в режиме on-line обращаются к соответствующим серверным компонентам и визуализируют на экране некоторые данные, полученные в результате выполнения запросов.

На рис.4 изображены PDM -системы, которые не входят в состав ЦП ВП ЛА, но в процессе взаимодействия с Модулем межсистемного взаимодействия (ММВ) в режиме on-line функционируют

аналогично другим серверным компонентам — они обрабатывают запросы, с которыми к ним обращается ММВ, как если бы он был клиентским модулем.

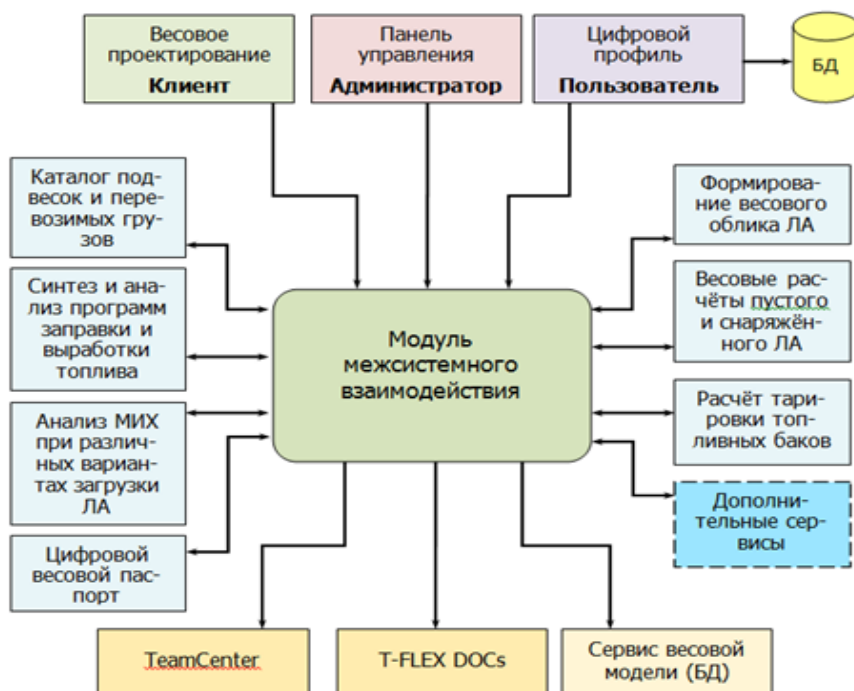


Рис. 4. Структура цифровой платформы весового проектирования летательного аппарата

Модуль «Весовое проектирование. Клиент» предназначен для взаимодействия с сервисами, реализующими решение задач весового проектирования.

Модуль «Панель управления. Администратор» предназначен для обеспечения технических процедур подключения сервисов, клиентских модулей и внешних программ к ЦП ВП ЛА, а также для ведения таблиц маршрутизации запросов.

Модуль «Цифровой профиль пользователя» представляет собой эмулятор сервера информационной безопасности, который может быть заменен на сертифицированную подсистему безопасности. Обеспечивает идентификацию и аутентификацию пользователей, настройку прав и привилегий, а также ведение журнала событий.

Односторонние стрелки на схеме однозначно указывают на отправку запросов от клиента к серверу. Двусторонние стрелки соединяют программные компоненты, которые могут выступать в различных запросах, как в роли сервера, так и в роли клиента.

В рамках проекта ведётся разработка модуля обработки статистических данных, который на основе информации, хранящейся в БД прототипов ЦП ВП ЛА формирует и позволяет анализировать зависимости массы ЛА и его агрегатов от конструктивных параметров.

Заключение

Основной положительный технико-экономический эффект достигается благодаря повышению скорости (и качества) подготовки данных для динамически-подобных моделей (как цифровых, так и физических). Так при работе с бумажным комплектом РКД, на задачу расчёта распределений МИХ уходит около 1 года.

Таким образом, можно отметить, что внедрение в информационном пространстве ЦП ВП ЛА позволит в значительной степени снизить механическую нагрузку на сотрудников подразделений весового проектирования и контроля. Это повысит оперативность и качество работы (за счёт минимизации человеческого фактора при механическом труде), снизит зависимость участников процесса от применяемой CAD/PDM системы, повысит качество конструкторской, производственной и эксплуатационной документации (электронного макета Изделия).

Внедрение ЦП ВП ЛА на предприятиях промышленности обеспечит в том числе:

- оперативность работ в части сбора, обработки и анализа информации о текущих массе и положении центра масс (ЦМ) разрабатываемого ЛА, что позволит проводить весовой контроль

на всех этапах проектирования и изготовления, контролировать обеспечение заданного диапазона центровок;

- сократить сроки расчёта распределения массово-инерционных характеристик (МИХ), что позволит значительно сократить сроки проектирования, изготовления и доводки динамически подобных моделей, что, в свою очередь, сократит количество продувочных часов;
- оперативный сбор информации о МИХ составных частей ЛА, разрабатываемых соисполнителями;
- накопление и сортировку статистических данных с целью проведения анализа весового совершенства разрабатываемого ЛА и их использования в разработке методик расчета массы в новых проектах.

Литература

1. Стрелец Д.Ю., Серебрянский С.А., Шкурин М.В. Цифровой двойник изделия в едином информационном пространстве жизненного цикла. Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2020): труды Тринадцатой Международной конференции, 28–30 сентября 2020 г., Москва / под общей редакцией С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна; Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Минобрнауки России. – ISBN 978-5-91450-252-9. – Текст: электронный. Стр. 1249-1258 DOI:10.25728/mlsd.2020.1249
2. В.М. Шейнин, В.И. Козловский. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Том 1. Москва: «Машиностроение», 1977. – 343 с.
3. В.М. Шейнин, В.И. Козловский. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Справочник – 2-е изд., перераб. и доп. – Москва: «Машиностроение», 1984. – 552 с.
4. И.Я. Катырев, М.С. Неймарк, В.М. Шейнин и др.; под редакцией Г.В. Новожилова. Проектирование гражданских самолётов: Теории и методы – Москва: Машиностроение, 1991. – 672 с. – ISBN 5-217-01064-
5. С.И. Скобелев, Н.И. Широков. Весовой анализ и контроль в САПР ЛА. // Задачи и методы автоматизированного проектирования. –М.: ВЦ РАН, 1991.
6. Н.И. Широков. Автоматизированная система весовых расчетов в САПР ЛА. // Сборник статей «Автоматизация проектирования инженерных и финансовых информационных систем средствами Генератора Проектов». Отв. ред. Ю.А. Флеров. М.: ВЦ РАН, 2010. –С. 55-66.
7. Конструкция и прочность летательных аппаратов. Учебник для вузов ВВС. Под ред. О.В. Болховитинова.– М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. – 678 с. : илл. – 407; табл. – 9; библиограф. – 42.
8. Л.Л. Вышинский, Н.И. Широков. Система автоматизации расчетов массово-инерционных характеристик ЛА с переменной массой. // Сборник статей «Развитие и применение инструментального комплекса ГЕНЕРАТОР ПРОЕКТОВ». Отв. ред. Ю.А. Флеров. М.: ВЦ РАН, 2014. –С. 20-31.
9. Л.Л. Вышинский, Ю.А. Флёрв, Н.И. Широков. Автоматизированная система весового проектирования самолетов. // Информатика и ее применение. 2018. Т.12. Вып. 1. –С. 18-30. DOI: 10.14357/19922264180103