

УДК 629.734

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ДЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ МАГИСТРАЛЬНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

Горбунов А.А., Припадчев А.Д., Магдин А.Г., Езерская Е.М.
*ФГБОУ ВО «Оренбургский государственный университет», Оренбург,
e-mail: gorbynovaleks@mail.ru*

Авторами предложен новый подход к процессу проектирования и формирования облика магистрального воздушного судна, позволяющий осуществлять выбор состава рациональных проектно-конструкторских параметров, на ранних стадиях и этапах проектирования, на основе высокоточных методов моделирования, коррелирующих с физическим экспериментом. Решение проблем проектирования воздушного судна с увеличенной дальностью полета связано с путем внедрения артефактов, наличие которых будет вызывать артикуляцию будущих условий, в частности на этапе предпроектных исследований, предполагает сравнение и анализ большого количества проектных альтернатив и поиск рационального решения по выбранным показателям целенаправленного действия. Решение многокритериальной задачи, выбора состава рациональных проектно-конструкторских параметров является актуальной проблемой этапа предварительного проектирования. В связи с чем предлагаем ввести глобальный критерий эффективности – взлетная масса ВС, а частными критериями выступают аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета и величина топливной эффективности. Предлагаемый формализованный подход, реализованный в виде метода, и прикладное программное обеспечение позволяют вести процесс многомерной упорядоченной параметризации, при котором обеспечивается достижение экстремума заданного критерия и определяется вектор параметров воздушного судна. Объединяющей основой данного концепта к поиску рационального комплекса для реализации технических решений являются корреляционный, факторный анализы с последующим построением полиномиальных моделей и прогнозированием методом Брандона, программно реализованные в единой информационной среде с применением языков Фортран V и C++.

Ключевые слова: воздушное судно, формальная модель, вектор параметров, многопараметрический подход, моделирование, законцовка, физический эксперимент

DESIGN AND FORMATION OF THE LOOK FOR ELEMENTS OF A TRANSPORT AIRCRAFT

Gorbunov A.A., Pripadchev A.D., Magdin A.G., Ezerskaya E.M.
*Federal State Budget Educational Institution of Higher Education «Orenburg State University»,
Orenburg, e-mail: gorbynovaleks@mail.ru*

The authors proposed a new approach to the design and shape of the main formation of the aircraft, enables the selection of the composition of rational design and engineering parameters in the early phases and the stages of design, based on high-precision modeling techniques that correlate with the physical experiment. The solution to the problems of designing an aircraft with an increased flight range is associated with the introduction of artifacts, includes the use of future conditions, in particular at the stage of pre-design studies, involves the comparison and analysis of a large number of design alternatives, and the search for a rational solution for the selected indicators of the target action. Solving the multichannel problem of choosing rational design parameters is an urgent task of preliminary design. In this connection, we propose to introduce a global criterion of efficiency – the take-off mass of the aircraft, and the aerodynamic quality in the cruising flight mode and the value of fuel efficiency are the particular criteria. The proposed formalized approach, implemented in the form of a method, and applied software, allows the process of multidimensional ordered parameterization, which ensures the achievement of the extremum of a given criterion and determines the vector of aircraft parameters. The unifying basis of this concept for the search for a rational complex for the implementation of technical solutions is correlation, factor analysis followed by the construction of polynomial models and forecasting by the Brandon method, software-implemented in a single information environment using the Fortran V and C++ languages.

Keywords: aircraft, formal model, vector of parameters, multi-parameter approach, modeling, winglet, physical experiment

Согласно государственной Программе Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы» к 2025 г. (относительно 2017 года) планируется увеличить выпуск авиационной техники военного и гражданского назначения на 46%, поднять производительность труда на промышленных предприятиях авиационной промышленности на 34,9%. Проводимые

экспериментальные исследования, основанные на численном моделировании и физических экспериментах, позволяют с потребной степенью точности определить характеристики проектируемой продукции, но их проведение невозможно без ряда предшествующих этапов (предварительного и эскизного проектирования), на которых принимается ряд важных решений, определяющих облик проектиру-

емой системы элементов – летательного аппарата (ЛА). Вопрос совершенствования аэродинамических характеристик ЛА непосредственно связан с обликом ЛА, и системой несущих поверхностей в частности. А вопрос технической эффективности ЛА связан не только с обликом (параметрами, характеризующими внешнюю форму), но и с внутренней структурой ЛА, связанной с его размерами и назначением (взлетная масса, конструктивно-силовая схема, материалы конструкции, тип силовой установки, дальность полета и т.д.). В современной практике проектирования ЛА применяется специальный математический аппарат, программное обеспечение (ПО) для анализа и систематизации результатов специальных летных испытаний, технологии концептуального проектирования, опирающиеся на последовательно наращиваемый научно-технический задел, а также методы статистического анализа, но комплексно задача поиска рационального проектного решения для формирования облика ЛА, отличающегося от традиционной аэродинамической компоновки, в виде прикладного ПО – не реализована.

Целью представленного исследования является расширение информационных технологий конструктивно-технологического синтеза на основе высокоточных методов математического моделирования, основывающихся на статистической и экспериментальной базе.

Материалы и методы исследования

В современном гражданском авиастроении заложен ряд характерных концептуальных составляющих, формирующих основу для проектирования ЛА, предполагающих эскизную прорисовку будущего объекта. Для этой цели применяется специальный математический аппарат, ПО для анализа и систематизации результатов специальных летных испытаний, технологии концептуального проектирования, опирающиеся на последовательно наращиваемый научно-технический задел, а также методы статистического анализа, но комплексно задача поиска рационального проектного решения для формирования облика ЛА, отличающегося от традиционной аэродинамической компоновки, в виде прикладного ПО – не реализована [1; 2]. Использование метода научного познания существующих комплексов взглядов на создание ВС с увеличенной дальностью полета и их элементов показывает, что понятие термина «концепция» интерпретируется авторами как структура объекта с показателями целенаправленного действия

на различных иерархических уровнях и элементов, можно представить в перечне критериев эффективности (тезауруса) с характерным на данном уровне коэффициентом важности [3]

$$\{(X_i, y_j)\}, \quad (1)$$

где X_i – i -й критерий эффективности; y_j – j -й коэффициент важности (вклад параметра).

Работа со структурой воздушного судна (ВС) в виде тезауруса ведет к тому, что заложенный в такой концепции блочно-иерархический подход не позволяет выполнить оценку эффективности по выбранным критериальным показателям на K -м уровне иерархии, так как работа ведется с недостаточно определенным объектом. Достичь некоторого показателя «оптимальности», без согласования между уровнями иерархии, не представляется возможным. В связи с тем что на ранних этапах и стадиях проектирования используется базовая схема ВС, на которой изображены проекции в первом приближении, получение «схематичного безразмерного рисунка ВС» начинается с обработки статистических данных аналогов. Такой подход не позволяет определить преимущество от использования в эскизе частных решений [4], т.е. учитываются только глобальные аспекты, что зачастую не позволяет достичь требуемых показателей эффективности.

Проектирование ВС на настоящий момент осуществляется по эмпирическим зависимостям с использованием большого количества статистических данных, рационально проектирование «элемента» вести в том же контексте, но не рассматривать отдельно от ВС, на котором он установлен, а описывать все ВС некоторой отдельно взятой моделью существования. Информация о проектном решении ВС и его элементах появляется по мере детализации проекта, путем уточнения формально-информационных моделей ВС, как на этапах проектирования, так и внутри каждого этапа. Немаловажным фактором выступает регистрация полученных результатов эксперимента при переходе от одной модели к другой. Так, экспериментальные результаты хорошо согласуются на этапе имитационного моделирования, результаты визуализации процессов обтекания в виде поверхностных, ленточных, векторных графиков, линий тока, траекторий частиц, привязанных к исходной геометрии, в том числе анимационных, данные о параметрах и переменных модельных уравнений, графических зависимостей, производных величин (коэффициенты сопротивления и подъемной силы и т.д.) дают конструк-

тору представление о характеристиках и процессах обтекания по проектируемому ВС. Применяемое при таком анализе программное обеспечение является лишь инструментом. Данное обеспечение не способно формировать проектное решение. На основании полученной совокупной информации моделирования проектировщик должен сам принять решение по корректировке геометрии ВС.

Предлагаемый в работе метод включает в себя традиционные принципы проектирования, программно реализованные в единой информационной среде, сочетающиеся с методами статистической обработки информации, а именно с корреляционным, факторным анализом и последующим построением полиномиальных моделей, и прогнозированием методом Брандона, позволяющим найти вектор параметров, который бы обеспечивал удовлетворение требований и ограничений, предъявляемых к ВС при выбранном критерии эффективности на этапе предварительного проектирования.

Формирование облика магистрального ВС на этапе разработки технического предложения может быть сформулировано в следующей постановке: найти такой вектор параметров, характеризующих форму, структуру и размеры ВС, который бы обеспечивал удовлетворение требований и ограничений, предъявляемых к ВС, и достижение минимума (максимума) целевой функции. В качестве глобального критерия эффективности выбираем взлетную массу ВС, m_0 , т.к. значения дальности полета, крейсерской скорости, полезной нагрузки, стоимости и ресурса частей, а также заданная длина ВПП соизмеримы. Частными критериями технической эффективности выступают аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета $K_{кр}$ и величина топливной эффективности $G_{топл}$. Совокупность параметров, подлежащих вычислению и оптимизации, образует вектор параметров, характеризующий облик ВС

$$\vec{X} = (x_1, x_2, x_3, \dots, x_m). \quad (2)$$

Характеристики ВС, зависящие от параметров $x_1, x_2, x_3, \dots, x_m$, образуют вектор характеристик ВС

$$\vec{Y} = (y_1, y_2, y_3, \dots, y_n). \quad (3)$$

Обликовые параметры и характеристики связаны между собой некоторыми зависимостями. Математическая формулировка представляется системой ограничений, состоящей из вектора параметров \vec{X} и век-

тора \vec{Y} , записываемой в виде системы неравенств

$$\begin{cases} x_i^H \leq x_i \leq x_i^B, i=1,2,3,\dots,m \\ y_j^H \leq y_j(\vec{X}) \leq y_j^B, j=1,2,3,\dots,n \end{cases} \quad (4)$$

где x_i^H – нижняя допустимая граница обликового параметра; x_i^B – верхняя допустимая граница обликового параметра; y_j^H – нижняя допустимая граница характеристики; y_j^B – верхняя допустимая граница характеристики.

Любой вектор \vec{X} , принадлежащий области допустимых решений ($\vec{X} \in \vec{X}_{\text{доп}}$), определяет допустимую проектную альтернативу ВС. Тогда при выбранном критерии эффективности m_0 , среди допустимых вариантов проектных альтернатив ВС, может существовать такой вектор параметров \vec{X} , доставляющий экстремум величины критерия оптимальности, при котором $m_0 \rightarrow \min$ с сохранением вектора характеристик \vec{Y} , удовлетворяющего требованиям в пределах выбранных ограничений, приобретает вид

$$\vec{X}_{\text{доп}} = \min_{\vec{X} \in \vec{X}_{\text{доп}}} F(\vec{X}, \vec{Y}). \quad (5)$$

Рассмотрим процесс формирования статистической модели для магистрального ВС на этапах предварительного и эскизного проектирования. Модель описывает область существования для вновь проектируемого ВС на основе совокупности статистических данных аналогов и результатов НИ-ОКР-исследований [5]. Набор параметров в выборке может быть увеличен, но в связи с отсутствием точных данных в открытых источниках, с учетом того что информация о ВС берется из рекламно-технических описаний, представленных на сайтах производителей авиационной техники, часть параметров идентифицировать невозможно, а другая часть и вовсе отсутствует [5].

Проанализировав статистические данные, составляют выборку параметров, максимально описывающую ВС или его составной элемент. Для сознательного управления процессом, необходимого для теоретического изучения реально существующих явлений, необходимо выявить отношения и связи между множествами параметров и выбрать показатель целенаправленного действия, тогда как построенная и изученная модель отдельно взятого ВС с увеличенной дальностью полета, при учете выражения 1, приобретает следующий вид:

$$K_i(y_{i1}; y_{i2}; y_{i3}; \dots, y_{in}), \quad (6)$$

где K_i – величина аэродинамического качества для i -го ВС; y_{in} – величина n -го пара-

метра в составе характеристик ВС (режимные, конструктивно-геометрические, массовые, прочностные, энергетические, технологические, аэродинамические и т.д.).

Следовательно, формальная модель для ряда магистральных ВС одного типа, выполняющих одну и ту же функцию – перевозка коммерческой нагрузки или грузов на расстояние в один километр [6], имеет следующий вид

$$M_j \left\{ \begin{array}{l} K_1 (y_{11}; y_{12}; y_{13}; \dots y_{1n}) \\ K_2 (y_{21}; y_{22}; y_{23}; \dots y_{2n}) \\ \dots \dots \dots \\ K_i (y_{i1}; y_{i2}; y_{i3}; \dots y_{in}) \end{array} \right\}, \quad (7)$$

где M_j – система исследования для j -й субмодели.

Используя выражение 7, получаем следующую систему формальных моделей магистральных ВС.

$$M_c \left\{ \begin{array}{l} 21,99_{A319} \left(\begin{array}{l} 9,43_{\lambda}; 4,73_{\eta}; 25,01_{\chi}; 0,23_{\bar{c}}; 122,64_{S_{К}}; 25,94_{S_{К.п.ф}}; 2,81_{S_{К.п.д}}; 34,01_l; \\ 7,01_{b_0}; 1,48_{b_{К}}; 5,33_{\varphi}; 68000_{m_0}; 12000_H; 0,78_M; \\ 554_{p_0}; 9,24_{\lambda\varphi}; 0,034_A \\ \dots \dots \dots \end{array} \right) \\ \dots \dots \dots \\ 24,99_{B737NG} \left(\begin{array}{l} 11,37_{\lambda}; 4,77_{\eta}; 25,15_{\chi}; 0,24_{\bar{c}}; 113,35_{S_{К}}; 18,21_{S_{К.п.ф}}; 2,81_{S_{К.п.д}}; \\ 35,91_l; 6,26_{b_0}; 1,31_{b_{К}}; 2,31_{\varphi}; 72303_{m_0}; 12500_H; 0,82_M; \\ 638_{p_0}; 11,93_{\lambda\varphi}; 0,027_A \end{array} \right) \end{array} \right\} \quad (8)$$

где M_c – статистическая формальная модель ВС.

Полученное выражение 8 является статистической моделью для ряда магистральных ВС с аэродинамическим качеством $K > 20$ единиц, критерием эффективности выступает величина аэродинамического качества.

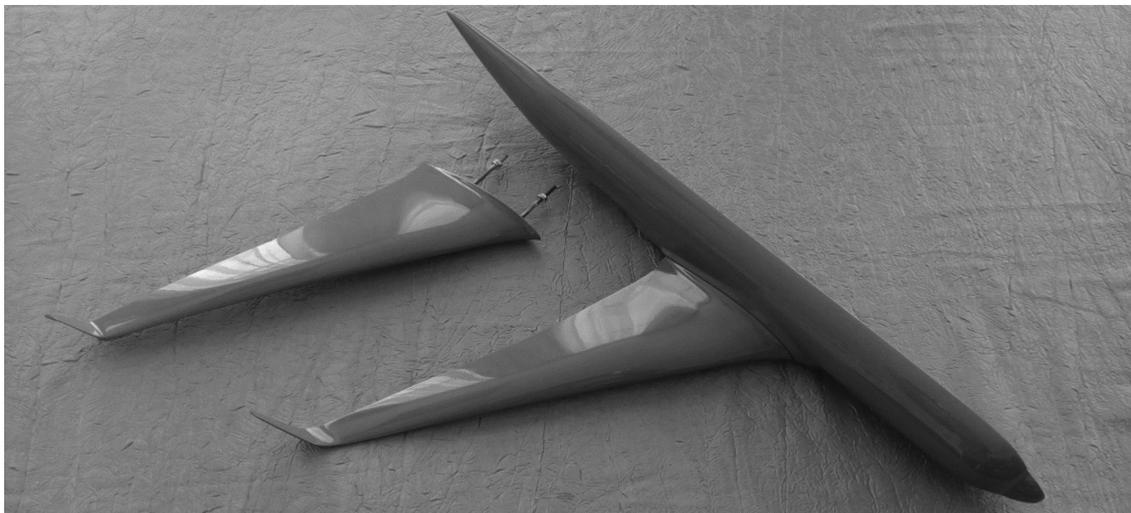
Имитационная модель (динамическая модель) – является программой для ЭВМ, уточняющейся в процессе применения, позволяет проводить экспериментирование в целях анализа и оценки функционирования объекта в заданных ограничениях [7]. Разработка и построение имитационной модели определяется качеством компьютерного моделирования и функциональными возможностями САЕ-решателя. Получение параметров, описывающих расчетный шаг, проводится с привязкой к исходной геометрии, путем постобработки картин обтекания, линий тока, траекторий частиц и распределения давлений по поверхности модели. Рассмотрим результаты постобработки аэродинамических характеристик на примере элемента магистрального ВС, для компоновки «Крыло + ДАП» с применением программного продукта SALOME.

Высокоточное математическое моделирование (CFD) выдает характер распределения сил и моментов, а получение коэффициентов по осям в связанной системе координат возможно после пересчета сил по соответствующим векторам в системе с привязкой к исходной геометрии. Тогда отдельный расчетный шаг в заданных режимных условиях (угол притекания среды, скорость потока) и модель представляется следующим выражением

$$\frac{C_y}{C_x} (y_{i1}; y_{i2}; y_{i3}; \dots y_{in}), \quad (9)$$

где C_y – коэффициент подъемной силы для i -й скорости; C_x – коэффициент лобового сопротивления для i -й скорости; y_{in} – величина n -го параметра в составе ВС (режимные, конструктивно-геометрические, массовые, прочностные, энергетические, технологические, аэродинамические и т.д.).

Окончательно получаем следующую систему моделей, характеризующих расчетные шаги.
Для формальной аэродинамической модели, связывающей облик ВС с аэродинамическими характеристиками [7; 8], исходными данными выступают результаты весовых испытаний для компоновки элементов (рисунок).



Аэродинамическая модель магистрального ВС

$$\left. \begin{array}{l} 0 \\ \\ \\ M_C \\ \\ a_i \end{array} \right\} \left[\begin{array}{l} \left(\frac{0,0078}{0,00099} \right)_{140} \left(\begin{array}{l} 9,82_{\lambda}; 4,42_{\eta}; 25,07_{\chi}; 0,22_{\bar{c}}; 122,95_{S_{К}}; \\ 25,95_{S_{К.П.Ф}}; 34,11_l; 7,01_{b_0}; 1,61_{b_{К}}; \\ 5,91_{\varphi}; 15_H; 10,31_{\lambda\text{эф}} \end{array} \right) \\ \dots\dots\dots \\ \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{V=i} \left(\begin{array}{l} 9,82_{\lambda}; 4,42_{\eta}; 25,07_{\chi}; 0,22_{\bar{c}}; 122,95_{S_{К}}; \\ 25,95_{S_{К.П.Ф}}; 34,11_l; 7,01_{b_0}; 1,61_{b_{К}}; \\ 5,91_{\varphi}; 15_H; 10,31_{\lambda\text{эф}} \end{array} \right) \\ \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{140} \left(\begin{array}{l} 9,82_{\lambda}; 4,42_{\eta}; 25,07_{\chi}; 0,22_{\bar{c}}; 122,95_{S_{К}}; \\ 25,95_{S_{К.П.Ф}}; 34,11_l; 7,01_{b_0}; 1,61_{b_{К}}; \\ 5,91_{\varphi}; 15_H; 10,31_{\lambda\text{эф}} \end{array} \right) \\ \dots\dots\dots \\ \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{V=i} \left(\begin{array}{l} 9,82_{\lambda}; 4,42_{\eta}; 25,07_{\chi}; 0,22_{\bar{c}}; 122,95_{S_{К}}; \\ 25,95_{S_{К.П.Ф}}; 34,11_l; 7,01_{b_0}; 1,61_{b_{К}}; \\ 5,91_{\varphi}; 15_H; 10,31_{\lambda\text{эф}} \end{array} \right) \end{array} \right] \quad (10)$$

где $M_{и}$ – имитационная формальная модель ВС.

$$M_3 = \left[\begin{array}{l} -10 \left\{ \begin{array}{l} \left(\frac{0,438}{0,0834} \right)_{10} \left(\begin{array}{l} 9,82_{\lambda}, 4,42_{\eta}, 25,07_{\chi}, 0,22_{\bar{c}}, 122,95_{Sk}, \\ 25,95_{Sk.п.ф}, 34,11_l, 7,01_{b_0}, 1,61_{bk}, \\ 5,91_{\phi}, 15_H, 10,31_{\lambda\phi} \end{array} \right), \\ \dots, \\ \dots \end{array} \right\}; \\ \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{Vi} \left(\begin{array}{l} 9,82_{\lambda}, 4,42_{\eta}, 25,07_{\chi}, 0,22_{\bar{c}}, 122,95_{Sk}, \\ 25,95_{Sk.п.ф}, 34,11_l, 7,01_{b_0}, 1,61_{bk}, \\ 5,91_{\phi}, 15_H, 10,31_{\lambda\phi} \end{array} \right) \\ -8 \left\{ \begin{array}{l} \left(\frac{0,438}{0,0834} \right)_{10} \left(\begin{array}{l} 9,82_{\lambda}, 4,42_{\eta}, 25,07_{\chi}, 0,22_{\bar{c}}, 122,95_{Sk}, \\ 25,95_{Sk.п.ф}, 34,11_l, 7,01_{b_0}, 1,61_{bk}, \\ 5,91_{\phi}, 15_H, 10,31_{\lambda} \end{array} \right), \\ \dots, \\ \dots \end{array} \right\}; \\ \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{Vi} \left(\begin{array}{l} 9,82_{\lambda}, 4,42_{\eta}, 25,07_{\chi}, 0,22_{\bar{c}}, 122,95_{Sk}, \\ 25,95_{Sk.п.ф}, 34,11_l, 7,01_{b_0}, 1,61_{bk}, \\ 5,91_{\phi}, 15_H, 10,31_{\lambda\phi} \end{array} \right) \\ \dots \\ a_i \left\{ \begin{array}{l} \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{10} \left(\begin{array}{l} 9,82_{\lambda}, 4,42_{\eta}, 25,07_{\chi}, 0,22_{\bar{c}}, 122,95_{Sk}, \\ 25,95_{Sk.п.ф}, 34,11_l, 7,01_{b_0}, 1,61_{bk}, \\ 5,91_{\phi}, 15_H, 10,31_{\lambda\phi} \end{array} \right), \\ \dots, \\ \dots \\ \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{Vi} \left(\begin{array}{l} 9,82_{\lambda}, 4,42_{\eta}, 25,07_{\chi}, 0,22_{\bar{c}}, 122,95_{Sk}, \\ 25,95_{Sk.п.ф}, 34,11_l, 7,01_{b_0}, 1,61_{bk}, \\ 5,91_{\phi}, 15_H, 10,31_{\lambda\phi} \end{array} \right) \end{array} \right\} \end{array} \right] \quad (11)$$

где M_{ϕ} – физическая формальная модель ВС.

Результаты исследования и их обсуждение

Характеристики аэродинамической модели ВС для различных условий воздействия воздушного потока определялись путем проведения серии испытаний, которые проводились с применением двух дозвуковых аэродинамических труб (АДТ Т-1 ОГУ) и (АДТ Т-3 СГАУ) постоянного действия с открытой рабочей частью, замкнутого типа, с автоматизированной системой обработки и хранения данных.

В проведенных экспериментальных исследованиях было обеспечено полное геометрическое подобие для аэродинамических моделей ВС. Выдерживание равенств безразмерных коэффициентов в проведенном эксперименте не представляется возможным в связи с режимными характеристиками аэродинамических труб, поэтому использовался принцип условного подобия, т.е. принцип автомодельности. На момент проведения продувок параметры микроклимата принимали следующие значения: температура воздуха во время проведения эксперимента ($t_{\text{воз АДТ Т-1 ОГУ}} = 22,3^{\circ}$), ($t_{\text{воз АДТ Т-3 СГАУ}} = 21,7^{\circ}$); барометрическое

давление АДТ Т-1 ОГУ (752 мм рт. ст.), АДТ Т-3 СГАУ (745 мм рт. ст.); влажность воздуха АДТ Т-1 ОГУ (57%), АДТ Т-3 СГАУ (63%).

АДТ Т-3 СГАУ (745 мм рт. ст.); влажность воздуха АДТ Т-1 ОГУ (57%), АДТ Т-3 СГАУ (63%).

Относительно небольшой разброс параметров окружающей среды при постановке эксперимента позволяет минимизировать погрешность в измерениях при весовых испытаниях для одних и тех же аэродинамических моделей в разных аэродинамических трубах.

По проведенным весовым испытаниям получены безразмерные аэродинамические коэффициенты для различных углов атаки и скоростей потока. Исходя из того что аэродинамическая модель связывает геометрию модели ВС (облик) и его аэродинамические характеристики, используя описанный выше принцип построения, получаем следующую систему моделей, характеризующих расчетные шаги – выражение 7, является аэродинамической формальной моделью, характеризующей изменение безразмерных коэффициентов при различных режимных характеристиках (скорость набегающего потока, угол атаки).

Предлагаемый в работе подход к процессу проектирования облика ВС на ранних стадиях и этапах, на основе ряда формальных моделей требует снижения размерности многомерных данных, т.е. необходима машинная обработка и прикладное ПО, позволяющее исследовать и устанавливать связи между параметрами, а также снижать размерность и получать новые варианты на количестве данных меньшей размерности [8]. Для реализации связи между валидационным базисом и многопараметрическим подходом к анализу и синтезу варианта проектного решения для вновь проектируемого магистрального ВС или элемента, входящего в его аэродинамический облик, обеспечивая единственность решений, предлагается «Методологии принятия обоснованных проектно-конструкторских параметров магистрального ВС».

Заключение

Представленные результаты исследования легли в основу концептуальной модели,

математического обеспечения и прикладного ПО, реализующего методику выбора состава рациональных проектно-конструкторских параметров, что позволяет придать общность с позиции комплексности учитываемых параметров, в оценке эффективности ВС при одинаковых условиях функционирования, инвариантное к типу ВС и составным элементам, а применение языка программирования C++ позволит интегрировать разработанное ПО на предприятиях авиационного и оборонно-промышленного кластера. Разработанное прикладное ПО принято в проектную и конструкторскую деятельность АО ПО «Стрела», филиал АО ВПК «НПО машиностроение» – КБ «Орион», а также в АО Государственная корпорация «Ростех», «РТ-Техприемка».

Работа выполнена в рамках стипендии Президента РФ № СП-3606.2018.1 от 29.12.2017 г. для молодых ученых и аспирантов на выполнение научного исследования по теме «Методология автоматизированного синтеза проектных и конструкторских параметров транспортной техники нового поколения».

Список литературы

1. Арепьев А.Н. Определение параметров самолета и его частей: учебное пособие. М.: Издательство МАИ, 2012. 476 с.
2. Бурнаев Е.В., Зайцев А.А. Суррогатное моделирование разноточных данных в случае выборок большого размера // Информационные процессы. 2015. Т. 15. № 1. С. 97–109.
3. Халиуллин В.И., Гирфанов А.М., Левшонков Н.В. Анализ характеристик вертолета нетрадиционной компоновки // Авиационная промышленность. 2019. № 2. С. 16–19.
4. Барковский А.Ф., Савельевских Е.П., Стрелец Д.Ю., Корнев А.В. и др. Реализация концепции «Виртуальный самолет-двигатель» при решении связанных и мультидисциплинарных задач. Научно-технический отчет № НТО-СКТ-01SU-12А. М.: ОАК «ОКБ Сухого», 2012. 827 с.
5. Международная энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / Гл. ред. А.Г. Братухин. М.: ОАО «НИЦ АСК», 2015. 608 с.
6. Azlin M.A., Mat Taib C.F., Kasolang S., Muhammad F.H. CFD analysis of winglets at low subsonic flow. Proceedings of the world congress on engineering. London, U.K. 2011. V. 1. WCE 06.07.2011.
7. Khan S.S. Soft Computing- A Journey from Statistics. International Journal of Theoretical & Applied Sciences. 2017. V. 9. № 2. P. 260–268.
8. Gorbunov A.A., Pripadchev A.D., Elagin V.V., Kondrov Y.V., Ezerskaya E.M. Configuration of design and engineering parameters of aircraft. International Journal on Emerging Technologies, 2020. V. 1. Iss. 1. P. 433–437.