УДК 004.9:629.734

ВЫБОР СОСТАВА ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ ПАРАМЕТРОВ НА РАННИХ СТАДИЯХ И ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАГИСТРАЛЬНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

Горбунов А.А., Припадчев А.Д., Кондров Я.В., Елагин В.В.

ФГБОУ ВО «Оренбургский государственный университет», Оренбург, e-mail: gorbynovaleks@mail.ru

Процесс проектирования магистрального воздушного судна (ВС), в частности на этапе предварительного проектирования, предполагает сравнение и анализ большого количества проектных альтернатив и поиск оптимального решения по выбранным критериям эффективности. В процессе проектирования на данной стадии решается задача выбора состава рациональных проектно-конструкторских параметров. В качестве глобального критерия эффективности выступает взлетная масса ВС, а частными критериями выступают аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета и величина топливной эффективности. В такой постановке задачи проектирования приходится решать ряд взаимосвязанных задач, причем одни являются формализованными, а для других пока не существует математического аппарата, в связи с чем необходимо применять синергетические методы, позволяющие осуществлять анализ и синтез данных на некоторой модели, базирующейся на статистической информации и результатах НИРОКР, а также прикладное программное обеспечение (ПО) для автоматизации процесса. Объединяющей основой предлагаемого подхода к поиску оптимального проектного решения является корреляционный, факторный анализы с последующим построением полиномиальных моделей и прогнозированием методом Брандона программно реализованные в единой информационной среде с применением языков Фортран V и С++. Разработанный метод, реализованный в виде прикладного ПО, позволяет вести процесс многомерной упорядоченной параметризации, при котором обеспечивается достижение экстремума заданного критерия и определяется вектор параметров ВС.

Ключевые слова: воздушное судно, выбор параметров, формальная модель, параметрический синтез, вектор параметров, многопараметрический подход

CHOICE OF COMPOSITION OF DESIGN AND DESIGN PARAMETERS AT EARLY PHASE AND STAGES OF DESIGNING A MAIN AIRCRAFT

Gorbunov A.A., Pripadchev A.D., Kondrov Ya.V., Elagin V.V.

Federal State Budget Educational Institution of Higher Education «Orenburg State University», Orenburg, e-mail: gorbynovaleks@mail.ru

The design process of the main aircraft, in particular during the preliminary design and analysis involves the comparison of a large number of design alternatives and finding optimal solutions in selected performance criteria. In the design process at this stage selection task is solved composition rational design and design parameters. As a global efficiency criterion serves take-off mass of the sun and partial criteria are the aerodynamic efficiency in cruising flight mode and the amount of fuel efficiency. In this formulation of the design problem, a number of interrelated problems have to be solved, some of them being formalized, while for others there is no mathematical apparatus yet, so it is necessary to use synergistic methods that allow analysis and data synthesis on some model based on statistical information and NIROKR results, as well as application software (software) to automate the process. The combining basis of the proposed approach to the search for the optimal design solution is the correlation, factor analysis with the subsequent construction of polynomial models and Brandon's forecasting software implemented in a single information environment using Fortran V and C++. The developed method implemented in the form of applied software allows to conduct a process of multidimensional ordered parametrization, which ensures the achievement of an extremum of a given criterion and determines the aircraft parameters vector.

Keywords: the main aircraft, parameter selection, the formal model, parametric synthesis, vector of parameter, multiparametric approach

Традиционный процесс проектирования ВС предполагает эскизную прорисовку будущего объекта — «Первый рисунок ВС» и оценку его пригодности для реализации поставленной цели. Отличительная особенность данной стадии проектирования — сравнение и анализ большого количества проектных альтернатив (плановых проекций ВС, сочетание элементов и т.д.) [1]. Сравнение проектных альтернатив и выбор рационального решения производятся на основе сопоставления характеристик, которыми обладает та или другая проектная альтер-

натива, в различных условиях ее функционирования (скорость BC, высота полета, дальность полета и др.). В этой связи появляется необходимость в анализе большого числа статистических данных, при этом степень достоверности для анализируемых параметров представляется в некотором доверительном интервале [2, 3]. Оценить и выявить из многообразия параметров те, которые влияют наиболее существенно, неавтоматизированным способом практически невозможно [4, 5]. В этой связи появляется необходимость в разработке прикладного программного обеспечения (ПО), позволяющего анализировать статистические данные в заданных ограничениях и реализовывать критериальный многопараметрический подход к анализу варианта проектной альтернативы. При формализованном рассмотрении существующих концепций проектирования магистральных ВС и их элементов, понятие термина «концепция» интерпретируется как структура объекта с показателями эффективности для различных уровней иерархии, тогда концепция может быть представлена множеством, состоящим из критериев эффективности с характерным на данном уровне коэффициентом важности (значимости, величины вклада параметра). При таком подходе к формализации процесса проектирования возникает необходимость в оценке степени важности того или иного критерия эффективности на некотором уровне иерархии. Исходя из того, что для оценки пригодности выполнения поставленной цели проектирования используется эскиз («рисунок...»), на котором изображены проекции ВС и его элементов, получение такого рисунка начинается с обработки статистических данных (аналогов проектируемого ВС). На данном этапе не представляется возможным определить преимущество от использования в эскизе частных решений, например таких, как форма зализа между крылом и фюзеляжем, тип дополнительной аэродинамической поверхности (ДАП) (winglet), вынос и форма гондолы двигателя и т.д.

Цель исследования: разработка научнометодического обеспечения, включающего методики, модели, прогнозирование, совершенствующее принципы проектирования магистрального ВС, обеспечивающие повышение точности и снижение временных затрат на ранних стадиях и этапах проектирования.

Достоверность полученных результатов исследования обеспечивается:

- путем применения разработанного прикладного ПО при расчете отдельных элементов ВС, с погрешностью расхождения от результатов физического и математического моделирования в пределах 7%; использованием в экспериментальной части исследования аттестованного и поверенного измерительного оборудования; применением сертифицированного коммерческого программного комплекса ANSYS Fluent и открытой интегральной платформы SALOME, верифицированного на задачах расчета по методу стандартных блоков.

Материалы и методы исследования

Формирование облика магистрального ВС на этапе разработки технического предложения может быть сформулировано в следующей постановки: найти такой вектор параметров, характеризующих форму, структуру и размеры BC, который бы обеспечивал удовлетворение требований и ограничений предъявляемых к BC и достижения минимума (максимума) целевой функции. Процесс проектирования начинается исходя из условий физической реализуемости и удовлетворения системы фундаментальных соотношений уравнений весового баланса, гравитационного баланса, энергетического баланса, устойчивости и балансировки BC

$$\sum m_i - 1 = 0; n_v m_q - Y = 0;$$

$$P - X - m\frac{dV}{dt} = 0; \overline{x}_T - \overline{x}_F + m_z^c y = 0; m_z = 0.$$
 (1)

В качестве глобального критерия эффективности выбираем взлетную массу BC, m_0 так как 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 $K_{\rm крейс}$ и величина топливной эффективности $G_{\rm топл}$.

Совокупность параметров, подлежащих вычислению и оптимизации, образуют вектор параметров, характеризующий облик ВС

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

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

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

Обликовые параметры и характеристики связанны между собой некоторыми зависимостями. При математической формулировке задачи удовлетворение требованиям системы равенств 1 выполняется системой ограничений, состоящей из вектора параметров \vec{X} и вектора \vec{Y} , записываемой в виде системы неравенств

$$\begin{cases} x_i^H \le x_i \le x_i^B, i = 1, 2, 3, \dots m \\ y_j^H \le y_j(\vec{X}) \le y_i^B, j = 1, 2, 3, \dots n \end{cases}$$
(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_i^B — верхняя допустимая граница характеристики.

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

$$\vec{\mathbf{X}}_{\text{non}} = \min_{\vec{X} \in \vec{X}_{\text{non}}} F(\vec{\mathbf{X}}, \vec{\mathbf{Y}}). \tag{5}$$

В сложившихся условиях появляется необходимость не в дальнейшем уточнении существующих коэффициентов, а в разработке нового подхода, а также

выработке методики, принципы построения которой не были бы жестко привязаны к эмпирическим зависимостям и существующим расчетным формулам, при этом необходимо обеспечить взаимосвязь с валидационным базисом с целью оценки соответствия характеристик проектной альтернативы в рамках вкладываемого физического смысла и граничных условий.

Результаты исследования и их обсуждение

Рассматриваемое множество альтернативных векторов схемных решений, с учетом выражения (2), параметры описывающие облик образуют матрицу векторов схемных решений

$$\vec{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} x_{11}, & x_{12}, & x_{13}, \dots x_{1m} \\ x_{21}, & x_{22}, & x_{23}, \dots x_{2m} \\ x_{31}, & x_{32}, & x_{33}, \dots x_{3m} \\ & & \dots \\ x_{i1}, & x_{i2}, & x_{i3}, \dots & x_{im} \end{bmatrix}$$
(6)

Характеристики, зависящие от параметров для выражения (6), образуют матрицу

характеристик, зависящих от векторов параметров $\vec{\mathbf{X}}$.

Ограничения представляют собой набор характеристик заданных техническим заданием. Для магистрального BC выполняющего функцию «тонна-километр» к таким характеристикам относят L, $V_{\text{крейс}}$, $m_{\text{пасс}}$, H, $L_{\text{вппт}}$ и т.д.

$$\vec{\mathbf{Y}} = \begin{vmatrix} y_{11}, & y_{12}, & y_{13}, \dots y_{1n} \\ y_{21}, & y_{22}, & y_{23}, \dots y_{2n} \\ y_{31}, & y_{32}, & y_{33}, \dots y_{3n} \\ & & \dots \\ y_{i1}, & y_{i2}, & y_{i3}, \dots & y_{in} \end{vmatrix} .$$
 (7)

С учетом выражения (5), проведем преобразования выражений (6, 7) и исходя из предположения, что каждая альтернативная схема вектора проектных решений \vec{X} , описывают отдельно взятую проектную альтернативу (8). В качестве альтернативных схем проектных решений возьмем параметры среднемагистральных BC.

$$\vec{\mathbf{X}}_{\text{доп}} = \begin{pmatrix} \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_{11}, & x_{12}, & x_{13}, \dots x_{1m}, & y_{11}, & y_{12}, & y_{13}, \dots y_{1n} \\ x_{21}, & x_{22}, & x_{23}, \dots x_{2m}, & y_{21}, & y_{22}, & y_{23}, \dots y_{2n} \\ x_{31}, & x_{32}, & x_{33}, \dots x_{3m}, & y_{31}, & y_{32}, & y_{33}, \dots y_{3n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_{i1}, & x_{i2}, & x_{i3}, \dots & x_{im}, y_{i1}, & y_{i2}, & y_{i3}, \dots & y_{in} \end{pmatrix}. (8)$$

Рассматривалась следующая группа параметров: размах крыла, площадь крыла, площадь подфюзеляжной части, площадь крыла под пилонами, корневая хорда, концевая хорда, угол стреловидности по 1/4 хорде крыла, сужение крыла, удлинение крыла, угол поперечного V; режимных характеристик: число Маха, крейсерская высота полета, дальность полета; массовых характеристик взлетная масса ВС, удельная нагрузка на крыло; аэродинамических характеристик: коэффициент отвала поляры, эффективное удлинение крыла, аэродинамическое качество. Допустимые границы обликовых параметров для выборки среднемагистральных ВС лежат в следующих пределах (9), границы характеристик (10).

$$\begin{cases}
5,91 \le \lambda \le 11,37 \\
2,34 \le \eta \le 5,34 \\
21,33 \le \chi \le 36,55 \\
0,17 \le \overline{c} \le 0,32 \\
28,71 \le S_{\kappa} \le 184,17 \\
6,42 \le S_{\kappa,\Pi,\Phi_{\kappa}} \le 25,94 \\
1 \le S_{\kappa,\Pi,\Pi_{\kappa}} \le 2,91 \\
13,96 \le l \le 41,81 \\
2,61 \le b_{0} \le 8,51 \\
0,75 \le b_{\kappa} \le 2,11 \\
1,21 \le \varphi \le 10,21
\end{cases}$$
(9)

$$\begin{cases} 9752 \leq m_0 \leq 108000 \\ 11200 \leq H \leq 15500 \\ 0,75 \leq M \leq 0,89 \\ 336 \leq p_0 \leq 638 \\ 2,43 \leq \lambda_{op} \leq 15,64 \\ 0,021 \leq A \leq 0,113 \\ 11,28 \leq K \leq 28,61 \end{cases} \tag{10}$$

Применяя разработанное прикладное ПО, осуществляем идентификацию параметров, в наибольшей степени характеризующих облик и характеристики ВС – базовые параметры. Зная базовые параметры и построенные посредством прикладного ПО полиномиальные модели, можно провести прогнозирование для остальных параметров. При заданных ограничениях (L, $V_{\text{крейс}}, m_{\text{пасс}}, H, L_{\text{BIII}})$, параметрах характеризующих облик BC $(X_i^{\text{H}} \leq X_i \leq X_i^{\text{B}})$ и характеристик зависящих от вектора параметров $(Y_{i}^{H} \leq Y_{i} \leq Y_{i}^{B})$ осуществляем исследование параметрической модели, прогнозируя поведение целевой функции (5) в окрестностях оптимума при выбранных частных критериях технической эффективности [6, 7]. Для представленной выборки базовыми параметрами представлены в табл. 1

Задавая значения величин базовых параметров (табл. 1) в пределах накладываемых ограничений по верхним и нижним до-

пустимым границам, выражения (9) и (10) получаем точные прогнозируемые значения для остальных параметров, заданных пользователем в ПО.

Таблица 1 Базовые параметры

| Номер | Название параметра | Величина | |
|-------|--|----------|--|
| | | вклада | |
| 1 | Удлинение крыла, λ | 0,42674 | |
| 2 | Сужение крыла, η | 0,21759 | |
| 4 | Относительная профиля крыла, \overline{c} | 0,03460 | |
| 6 | Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{\kappa.п.\phi.}$ | 0,02733 | |
| 14 | Скорость полета, M | 0,26351 | |
| 18 | Аэродинамическое качество, K | 0,03023 | |

Для каждого прогнозируемого параметра в прикладном ПО показывается средняя абсолютная ошибка прогноза относительно исходной модели параметра, а также величины вклада базового параметра в регрессионную модель.

Например, регрессионная модель для определения площади крыла S_k , представляется выражением (11). Точность модели составляет 0,0000000048690833. Величины вкладов базовых параметров представлены в табл. 1.

```
+(-0.24303434620509e-1)*(x(i,j6))**3 +
               y(i,j5) = +
+(-0.24027074428336e1)*(x(i,j1))**3 +
                                             +(0,12167554502326e1)*(x(i,j6))**2 +
+(0.64993340925421e2)*(x(i,j1))**2 +
                                             +(-0.13848148105156e2)*(x(i,j6))**1 +
+(-0.56252961254156e3)*(x(i,j1))**1 +
                                             +(0,15253265223630e4)*(x(i,j14))**3 +
+(0,15675099196579e2)*(x(i,j2))**3 +
                                            +(-0,44474298172343e4)*(x(i,j14))**2 +
+(-0.16829976851017e3)*(x(i,j2))**2 +
                                            +(0.41947538627132e4)*(x(i,j14))**1 +
+(0,56567791075881e3)*(x(i,j2))**1 +
                                             +(-0.17895797513960e-1)*(x(i,i18))**3
                                            y(i,j5) = y(i,j5) + 
+ (0.93225827308657e0)*(x(i,j18))**2 + 
+ (-0.12696418649272e2)*(x(i,j18))**1 + 
+(0,22553122128366e4)*(x(i,j4))**3 +
 +(0.52855350089931e4)*(x(i,i,4))**2
            y(i,j5) = y(i,j5) +
+(-0.27296074533104e4)*(x(i,j4))**1 +
                                                     + (0,10769019126818e3)
```

где * - умножение; ** - возведение в степень.

Совокупность регрессионных моделей для каждого параметра позволяет осуществлять решение оптимизационной задачи по выбору состава вектора рациональных параметров. На рис. 1 представлено влияние величины удлинения крыла на взлетную массу ВС и влияние величины удельной нагрузки на крыло. Представленные графические зависимости, полученные по результатам работы прикладного ПО, иллюстрируют, что с увеличением удлинения крыла повышается величина аэродинами-

ческого качества, но увеличивается взлетная масса ВС. В случае если площадь крыла остается фиксированной величиной, то получаем увеличение значения удельной нагрузки на крыло. Предлагаемый подход, основанный на принципах прогнозирования на полиномиальных моделях, позволит вести процесс многомерной упорядоченной параметризации, при котором обеспечивается достижение экстремума заданного критерия и определяется вектор параметров ВС.

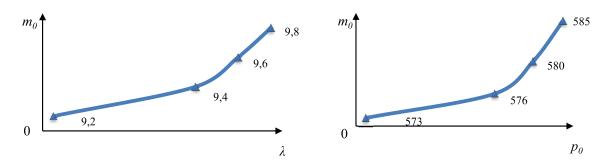


Рис. 1. Зависимость взлетной массы BC от величин удлинения крыла и удельной нагрузки: m_0 – взлетная масса BC; λ – удлинение крыла; p_0 – удельная нагрузка на крыло

Для определения точных значений исследуемых параметров магистрального ВС или составных элементов с учетом накладываемых ограничений необходимо провести прогноз по построенным полиномиальным моделям на базовых параметрах. В качестве примера представлено решение оптимизационной задачи по определению рационального состава параметров кыла среднемагистрального ВС и компоновки элементов среднемагистрального ВС «Крыло + Пилон + Гондола», исследуемые величины по выборке магистральных ВС определены по чертежам общих видов (рис. 2).

Сформулированная методика на примере элементов магистрального ВС и прикладное ПО, реализующие выбор параметров

и поиск рационального состава параметров на ранних стадиях и этапах проектирования магистрального BC, позволяют обеспечить заданные характеристики для проектируемого BC и его составных элементов.

 Таблица 2

 Значения величин варьируемых параметров

| Параметр | Значение | | | | | |
|---|----------|-------|-------|------|------|--|
| (25.h) | 4,8 | 5,03 | 5,2 | 5,4 | 5,8 | |
| (28. k) | 1,4 | 1,643 | 1,8 | 2 | 2,2 | |
| (16. Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{_{\! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! $ | 11,5 | 11,7 | 11,93 | 12,2 | 12,4 | |
| (26.i) | 0,3 | 0,4 | 0,568 | 0,6 | 0,7 | |
| (28. k) | 1,2 | 1,4 | 1,643 | 1,8 | 2 | |

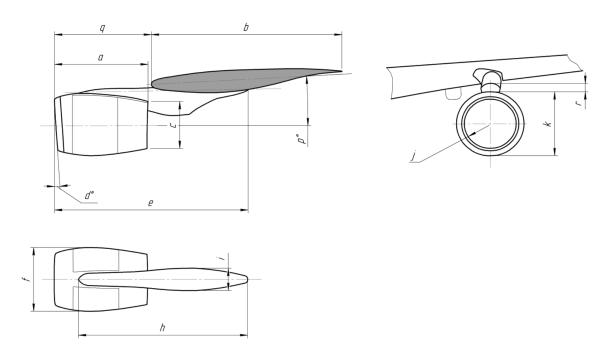


Рис. 2. Плановая проекция «Крыло + Пилон + Гондола»

Заключение

Предлагаемый метод выбора состава рациональных проектно-конструкторских параметров позволяет на ранних стадиях и этапах проектирования магистрального ВС обеспечить заданные характеристики для его составных элементов. Результаты приняты 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.
- 2012. 476 с.
 2. Горбунов А.А., Припадчев А.Д., Чепасов В.И. Идентификация базовых параметров крыла воздушного судна // СТИН. 2017. № 18. С. 36–40.
 3. Комаров В.А., Боргест Н.М., Вислов И.П., Власов Н.В., Козлов Д.М., Корольков О.Н., Майнсков В.Н. Кон-
- 3. Комаров В.А., Боргест Н.М., Вислов И.П., Власов Н.В., Козлов Д.М., Корольков О.Н., Майнсков В.Н. Концептуальное проектирование самолёта: учеб. пособие. 2-е изд., перераб. и доп. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. 120 с.
- 4. 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. Vol. 1. WCE 06. 07. 2011. ISBN: 978-988-18210-6-5.
- 5. Международная энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / гл. ред. А.Г. Братухин. М.: ОАО «НИЦ АСК», 2015. 608 с.
- 6. Бурнаев Е.В., Зайцев А.А. Суррогатное моделирование разноточных данных в случае выборок большого размера // Информационные процессы. 2015. Т. 15. № 1. С. 97–109. 7. Барковский А.Ф., Савельевских Е.П., Стрелец Д.Ю.,
- 7. 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-12A. М.: ОАК «ОКБ Сухого», 2012. 827 с.