

УДК 629.735

А.А. Горбунов

СОПОСТАВЛЕНИЕ ПРОЕКТНЫХ АЛЬТЕРНАТИВ МАГИСТРАЛЬНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА¹

Горбунов Александр Алексеевич, кандидат технических наук, окончил аэрокосмический институт Оренбургского государственного университета. Доцент кафедры летательных аппаратов ОГУ. Имеет статьи, научные публикации, монографии, патенты, учебно-методические пособия и свидетельства о регистрации программ для ЭВМ. Область научных интересов: автоматизация проектирования воздушных судов. [e-mail: gorbynovaleks@mail.ru].

Аннотация

Предложен метод сопоставления проектных альтернатив, базирующийся на последовательном применении корреляционного, факторного анализа с последующим построением полиномиальных моделей методом наименьших квадратов и методом Брандона. Сформулирован многопараметрический подход к анализу и синтезу варианта проектного решения, основанный на формализованном процессе и позволяющий реализовывать единственность решения для отдельных элементов (на примере крыла) магистрального воздушного судна, на этапе эскизного проектирования. Предложена методика учета влияния исследуемых характеристик одной проектной альтернативы на другую и их переноса в расчеты на стадии эскизного проектирования воздушного судна. Совокупность полученных полиномиальных моделей видится функцией перехода, на основе которой возможно построение суррогатной модели, позволяющей осуществлять генерацию данных на многообразиях меньшей размерности, для решения нестандартных задач проектирования в составе сложной технической системы – магистрального воздушного судна или его элемента в составе облика.

Ключевые слова: магистральное воздушное судно, многопараметрическая система, матрица исследования, проектные альтернативы, многомерный анализ, вклад параметров-аргументов.

MATCHING OF PROJECT ALTERNATIVES TO THE MAIN AIRCRAFT

Aleksandr Alekseevich Gorbunov, Candidate of Engineering; graduated from Aeronautical Institute of Orenburg State University; Associate Professor at the Aircraft Department of OSU, an author of articles, monographs, patents, tutorials, and certificates of software registration in the field of computer-aided design of aircrafts. e-mail: gorbynovaleks@mail.ru.

Abstract

A method for matching design alternatives is proposed, it is based on the consistent application of correlation, factor analysis with the subsequent construction of polynomial models by the least squares method and the Brandon method. A multiparametric approach to the analysis and synthesis of the design solution variant is formulated, based on the formalized process and allowing to realize the uniqueness of the solution for individual elements (on the example of the wing) of the main aircraft, at the stage of the preliminary design. A technique for taking into account the influence of the characteristics of one design alternative on the other and their transfer to calculations at the stage of preliminary design of the main aircraft is proposed. The set of obtained polynomial models is seen as a transition function, on the basis of which it is possible to construct a surrogate model that allows data generation on varieties of smaller dimension to solve non-standard design problems as part of a complex technical system – the main aircraft or its element in the appearance.

Key words: main aircraft, multiparameter system, matrix of the study, project alternatives, multivariate analysis, the contribution of parameters-arguments.

¹ 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».

ВВЕДЕНИЕ

Использование результатов теоретических и расчетно-экспериментальных работ, а также анализ и систематизация результатов специальных летных испытаний являются неотъемлемой частью процесса эскизного проектирования магистрального воздушного судна (ВС). 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 альтернатива, в различных условиях ее функционирования (скорость ВС, 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, неавтоматизи-

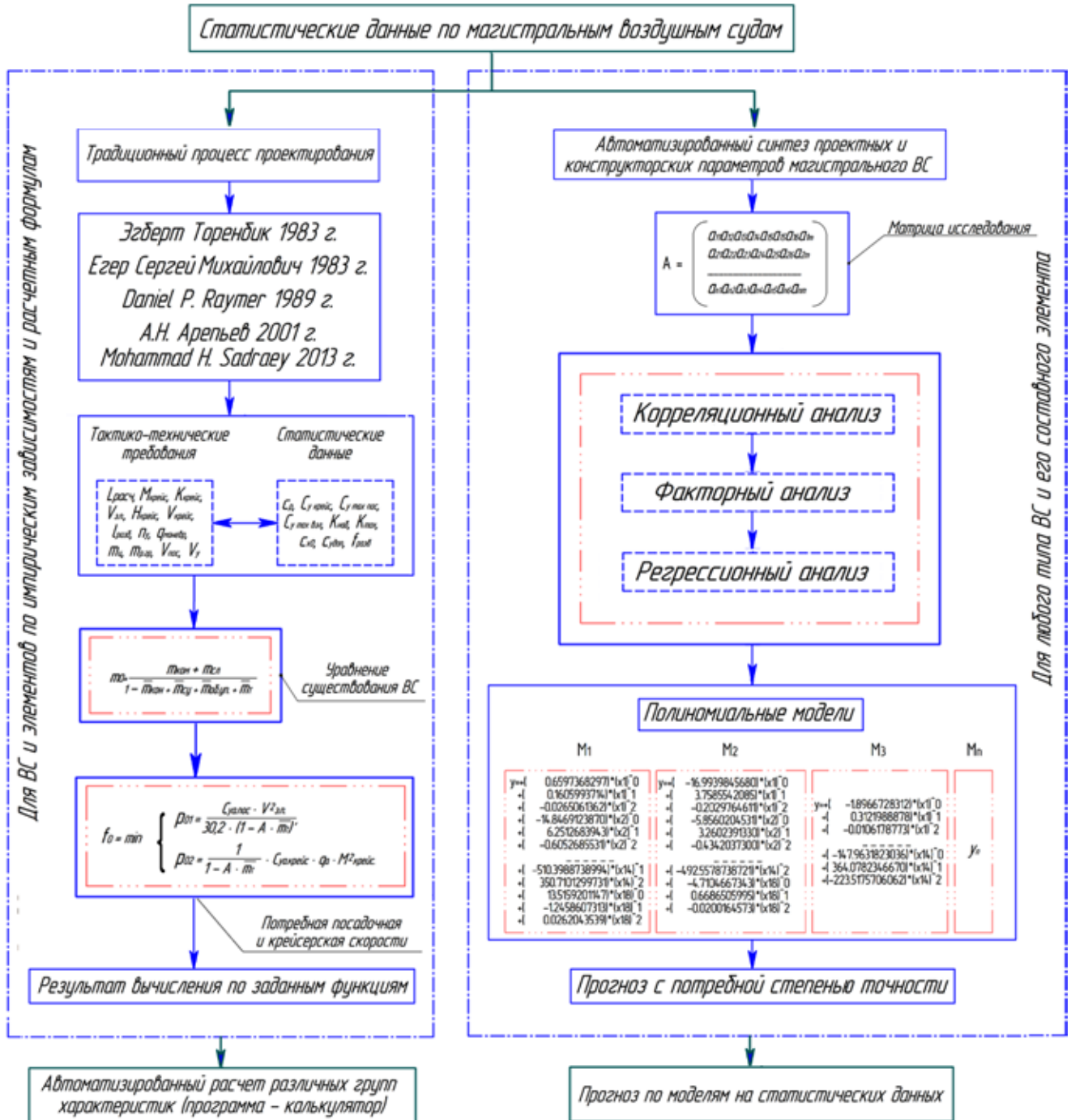


Рис. 1. Альтернативный вариант процесса проектирования ВС и его составных элементов

рованным 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. Реализовать такой подход возможно, придерживаясь предлагаемой структурной схемы, (рис. 1).

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ СОПОСТАВЛЕНИЯ СОРАЗМЕРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Предположим, что нам необходимо сравнить два эскизных проекта крыла магистрального ВС одного типа, обладающих сопоставимыми аэродинамическими характеристиками, но различными конструктивно-геометрическими параметрами. Для этого необходимо определить множество параметров, описывающих рассматриваемый эскизный проект для каждого исследуемого крыла ВС. Рассмотрим процесс сопоставления проектных альтернатив для крыльев среднемагистральных ВС.

Исходя из предположения, что крыло ВС – сложная многопараметрическая система, существующая в различных условиях функционирования, то эту систему можно представить в виде функциональной зависимости:

$$Z = F(X, Y) \quad (1)$$

где F – функция объекта, являющаяся неизвестной величиной, для определения которой применяют численные моделирования (CFD) и физические эксперименты в аэродинамических трубах; X – облик ВС (геометрические, энергетические и аэродинамические характеристики); Y – условия его функционирования (высота, скорость, дальность, взлётная масса).

Функцию объекта F можно представить в виде множества взаимосвязанных и взаимозависимых параметров, механизм взаимодействия которых определяется моделью. Зная некоторую модель M , можно вычислить приближённое значение объекта, обладающего сопоставимыми режимными характеристиками, но другими обликowymi параметрами, с некоторой величиной корреляции. Тогда для функции объекта справедливо соотношение:

$$F(X_i, Y_j) \approx F_M(X_i, Y_j), \quad (2)$$

где M – модель перехода; i – $(1, 2, 3, \dots, p)$ переменная; j – $(1, 2, 3, \dots, k)$ наблюдаемая величина.

Функция объекта $F(X_i, Y_j)$ является одной из возможных проектных альтернатив проектируемого ВС или его элемента, состоящего из множества параметров, а $F_M(X_i, Y_j)$ – возможная проектная альтернатива объекта с учетом модели перехода. Тогда, для того чтобы сопоставить или получить некоторую величину, позволяющую найти те или иные обликowe характеристики в одинаковых условиях функционирования, необходима модель перехода M (способ или функция) [6].

Если ВС и его элементы представить как статистическую систему, то изменение одного из параметров должно оказывать влияние на другие параметры системы. Такая система должна обладать корреляционной зависимостью, где взаимосвязь двух или более отдельных параметров соотносятся между собой с определенной степенью точности. В случае высокой степени корреляции для множества, описывающего проектируемое ВС или его составной элемент (например, крыло), можно изучить взаимосвязи между значениями переменных – факторный анализ. Факторный анализ позволяет всесторонне и в то же время компактно описать объект анализа, выявить скрытые переменные факторы, отвечающие за наличие линейных статистических корреляций между наблюдаемыми переменными. Используя метод главных компонент, а также варимаксное вращение, можно однозначно интерпретировать факторы, объединяющие параметры исследования [7].

ИЗУЧЕНИЕ ВЗАИМОСВЯЗИ ПАРАМЕТРОВ В СОПОСТАВЛЯЕМЫХ МНОЖЕСТВАХ

Для решения поставленной задачи необходимо построить нормализованную матрицу исследования, в которой первое N -е количество столбиков содержат значения параметров для первой проектной альтернативы крыла, а столбики с N_i содержат значения параметров для крыла второй проектной альтернативы (табл. 1). Строками-наблюдениями в построенной матрице будут значения характеристик, которые имеют нормальное распределение.

В строках матрицы исследования указываем значения параметров исследования по соответствующим наблюдениям. Предлагаемый метод идентификации базовых параметров реализован в пакете научных подпрограмм алгоритмического языка «Фортран V» и «С++» в программе «Многомерный анализ параметров магистральных воздушных судов с построением регрессионных моделей» (№ 2017615504). Для запуска программы необходимо подготовить два построчных файла «sled» и «name» в текстовом редакторе.

Представленное в описанном методе количество параметров исследования может быть увеличено до следующих значений: максимальное количество наблюдений – 500; максимальное число параметров – 500.

На построенной матрице исследования проведем проверку на нормальность распределения каждого исследуемого параметра. По результатам проверки на нормальность распределения сделан следующий основной вывод, что исходное распределение незначительно отличается от нормального. Процесс проверки на нормальность распределения проводится по всем наблюдениям. Результаты предварительной обработки сводятся в конце проверки в таблицу 2. Количество наблюдений $n = 50$; доверительная вероятность = 0,9500; значение критерия Стьюдента $t = 2,12$.

Параметры исследования проектных альтернатив крыла

№ п/п	Параметры	Обозначение параметра	Значение	
			Проектная альтернатива № 1	Проектная альтернатива № 2
1	Удлинение крыла	λ	9,46	9,18
2	Сужение крыла	η	4,35	4,37
3	Угол стреловидности	χ	25,01	21,33
4	Относительная толщина профиля крыла	\bar{c}	0,22	0,27
5	Площадь крыла	S_{κ}	122,95	31,24
6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем	$S_{\kappa.п.ф.}$	25,62	6,42
7	Площадь крыла под пилонами двигателя	$S_{\kappa.п.д.}$	2,79	1
8	Размах крыла	l	34,11	16,94
9	Корневая хорда крыла	b_0	7,01	3,28
10	Концевая хорда крыла	b_{κ}	1,61	0,75
11	Поперечный угол крыла при виде спереди	φ	5,11	1,53
12	Взлетная масса	m_0	68000	11839
13	Крейсерская высота полета	H	12000	13700
14	Скорость полета	M	0,78	0,75
15	Удельная нагрузка на крыло	P_0	553	379
16	Эффективное удлинение крыла	$\lambda_{эф}$	10,31	5,91
17	Угол отвала поляры	A	0,031	0,054
18	Аэродинамическое качество	K	23,23	17,57

Таблица 2

Предварительная обработка по наблюдаемым параметрам

№ п/п	Параметр	Обозначение параметра	Среднее значение	Дисперсия	$m = st/\sqrt{n}$
Параметры исследования проектной альтернативы № 1					
1	Удлинение крыла	λ	9,458	0,085	0,024
2	Сужение крыла	η	4,346	0,040	0,011
3	Угол стреловидности	χ	25,032	0,296	0,084
4	Относительная толщина профиля крыла	\bar{c}	0,220	0,002	0,001
5	Площадь крыла	S_{κ}	122,838	1,387	0,394
6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем	$S_{\kappa.п.ф.}$	25,606	0,282	0,080
7	Площадь крыла под пилонами двигателя	$S_{\kappa.п.д.}$	2,788	0,031	0,009
8	Размах крыла	l	34,168	0,347	0,099
9	Корневая хорда крыла	b_0	7,013	0,062	0,018

Продолжение таблицы 2

№ п/п	Параметр	Обозначение параметра	Среднее значение	Дисперсия	$m = st/\sqrt{n}$
10	Концевая хорда крыла	b_k	1,610	0,016	0,005
11	Поперечный угол крыла при виде спереди	φ	5,104	0,051	0,015
12	Взлетная масса	m_0	67878,898	701,763	199,481
13	Крейсерская высота полета	H	11962,562	115,992	32,972
14	Скорость полета	M	0,781	0,007	0,002
15	Удельная нагрузка на крыло	p_0	553,688	5,382	1,530
16	Эффективное удлинение крыла	$\lambda_{эф}$	10,280	0,114	0,032
17	Угол отвала поляры	A	0,031	0,000	0,032
18	Аэродинамическое качество	K	23,204	0,183	0,052
Параметры исследования проектной альтернативы №2					
19	Удлинение крыла	λ	9,169	0,086	0,025
20	Сужение крыла	η	4,366	0,039	0,011
21	Угол стреловидности	χ	21,326	0,225	0,064
22	Относительная толщина профиля крыла	\bar{c}	0,270	0,003	0,001
23	Площадь крыла	S_k	31,270	0,294	0,084
24	Площадь крыла, занятая фюзеляжем	$S_{к.л.ф.}$	6,421	0,052	0,015
25	Площадь крыла под пилонами двигателя	$S_{к.л.д.}$	0,999	0,010	0,003
26	Размах крыла	l	16,946	0,182	0,052
27	Корневая хорда крыла	b_0	3,275	0,029	0,008
28	Концевая хорда крыла	b_k	0,750	0,007	0,002
29	Поперечный угол крыла при виде спереди	φ	1,529	0,018	0,005
30	Взлетная масса	m_0	11834,736	122,882	34,930
31	Крейсерская высота полета	H	13679,935	150,995	42,921
32	Скорость полета	M	0,751	0,008	0,002
33	Удельная нагрузка на крыло	p_0	378,635	4,245	1,207
34	Эффективное удлинение крыла	$\lambda_{эф}$	5,919	0,046	0,013
35	Угол отвала поляры	A	0,054	0,001	0,000
36	Аэродинамическое качество	K	17,585	0,142	0,040

Далее для параметров исследования рассчитывается доверительный интервал, проводится корреляционный анализ и построение корреляционных матриц для

каждого параметра, например корреляционная матрица для параметра 1 – «Удлинение крыла, λ » (табл. 3).

Таблица 3

Корреляционная матрица для параметра 1 – «Удлинение крыла, λ »

1,00	-0,31	0,04	-0,16	-0,02	0,16	-0,03	-0,13	-0,16	-0,24
0,11	0,25	-0,15	0,07	-0,13	-0,03	-0,02	-0,16	0,07	-0,16
0,08	-0,24	0,04	-0,10	0,24	0,11	0,03	0,23	0,22	0,02
0,06	0,10	-0,13	-0,14	-0,02	-0,03	-	-	-	-

Процесс установления линейной связи повторяем для всех 50-ти наблюдений. После установления линейных связей определяем групповые обусловленности. Для определения групповых обусловленностей параме-

тров исследования был проведен на матрице исследования факторный анализ, в результате которого получены следующие базовые параметры (табл. 4).

Таблица 4

Базовые параметры

Фактор	Параметр	Базовый параметр	Параметр
5	Площадь крыла, S_k	2	Сужение крыла, η
8	Размах крыла, l	3	Угол стреловидности, χ
16	Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{эф}$	26	Размах крыла, l
6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф.}$	5	Площадь крыла, S_k
11	Поперечный угол крыла при виде спереди, φ	6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф.}$
12	Взлетная масса, m_0	7	Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.п.д.}$
1	Удлинение крыла, λ	8	Размах крыла, l
20	Сужение крыла, η	9	Корневая хорда крыла, b_0
3	Угол стреловидности, χ	31	Крейсерская высота полета, H
2	Сужение крыла, η	30	Взлетная масса, m_0
10	Концевая хорда крыла, b_k	14	Скорость полета, M
18	Аэродинамическое качество, K	15	Удельная нагрузка на крыло, p_0
13	Крейсерская высота полета, H	16	Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{эф}$
9	Корневая хорда крыла, b_0	21	Угол стреловидности, χ
15	Удельная нагрузка на крыло, p_0	22	Относительная толщина профиля крыла, \bar{c}
17	Угол отвала поляры, A	35	Угол отвала поляры, A
4	Относительная толщина профиля крыла, \bar{c}	20	Сужение крыла, η
19	Удлинение крыла, λ	28	Концевая хорда крыла, b_k
14	Скорость полета, M	29	Поперечный угол крыла при виде спереди, φ
7	Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.п.д.}$	34	Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{эф}$

Базовым параметром называется тот, в котором объединилась группа параметров с максимальной по модулю факторной нагрузкой. Выявленные таким образом базовые параметры позволяют снизить размерность и число параметров исследования.

Выявив базовые параметры, переходим к определению количественной обусловленности параметров.

$$\begin{aligned}
 y(i,j19)=+ & \\
 + (0,46661887203757e2) * (x(i,j1))^{**3} + & \\
 + (-0,13379982781908e4) * (x(i,j1))^{**2} + & \\
 + (0,12786967286967e5) * (x(i,j1))^{**1} + & \\
 + (-0,90231154031341e3) * (x(i,j2))^{**3} + & \\
 + (0,11733196195865e5) * (x(i,j2))^{**2} + & \\
 + (-0,50853667817078e5) * (x(i,j2))^{**1} + & \\
 + (0,11412466870627e1) * (x(i,j3))^{**3} + & \\
 + (-0,85560558814867e2) * (x(i,j3))^{**2} &
 \end{aligned}$$

Для зависимой переменной 19 – «Удлинение крыла, λ » осуществляется построение модели на базовых параметрах. Номерами аргументов будут (1; 2; 3; 4; 5; 6; 7; 8; 9; 10; 11; 12; 13; 14; 15; 16; 17; 18.). Оптимальная степень – 3.

Модель для зависимой переменной 3 – «Угол стреловидности, χ » – имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 y(i,j19)=y(i,j19)+ & \\
 + (-0,68014480688483e4) * (x(i,j11))^{**1} + & \\
 + (-0,35867943876569e-11) * (x(i,j12))^{**3} + & \\
 + (0,87980597986514e-6) * (x(i,j12))^{**2} + & \\
 + (-0,69611338889710e-1) * (x(i,j12))^{**1} + & \\
 + (0,20296094949537e-7) * (x(i,j13))^{**3} + & \\
 + (-0,73186758942549e-3) * (x(i,j13))^{**2} + & \\
 + (0,87964213340036e1) * (x(i,j13))^{**1} + & \\
 + (0,26746183704749e5) * (x(i,j14))^{**3} &
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& y(i,j19)=y(i,j19)+ \\
& +(0,21382089112571e4)*(x(i,j3))^{**1}+ \\
& \text{дельта преобразования-1=} \\
& 0,00000000093132257462 \\
& +(-0,78061976945195e7)*(x(i,j4))^{**3}+ \\
& +(0,51438353934109e7)*(x(i,j4))^{**2}+ \\
& +(-0,11297394982462e7)*(x(i,j4))^{**1}+ \\
& +(0,10238882064368e-1)*(x(i,j5))^{**3}+ \\
& +(-0,36806531985238e1)*(x(i,j5))^{**2}+ \\
& +(0,44074179888083e3)*(x(i,j5))^{**1}+ \\
& +(-0,46402475758079e1)*(x(i,j6))^{**3} \\
& y(i,j19)=y(i,j19)+ \\
& +(0,35504790277843e3)*(x(i,j6))^{**2}+ \\
& +(-0,90544133353476e4)*(x(i,j6))^{**1}+ \\
& +(-0,34850599442112e3)*(x(i,j7))^{**3}+ \\
& +(0,28767768648671e4)*(x(i,j7))^{**2}+ \\
& +(-0,79146758545436e4)*(x(i,j7))^{**1}+ \\
& +(-0,74949338353979e-2)*(x(i,j8))^{**3}+ \\
& +(0,12002501531267e1)*(x(i,j8))^{**2}+ \\
& +(-0,55453363771590e2)*(x(i,j8))^{**1} \\
& y(i,j19)=y(i,j19)+ \\
& +(-0,64175911523416e2)*(x(i,j9))^{**3}+ \\
& +(0,13521045231083e4)*(x(i,j9))^{**2}+ \\
& +(-0,94965577270088e4)*(x(i,j9))^{**1}+ \\
& +(-0,65750061746054e4)*(x(i,j10))^{**3}+ \\
& +(0,31904466460877e5)*(x(i,j10))^{**2}+ \\
& +(-0,51591992216891e5)*(x(i,j10))^{**1}+ \\
& +(-0,86687484750219e2)*(x(i,j11))^{**3}+ \\
& +(0,13300157836143e4)*(x(i,j11))^{**2}
\end{aligned}$$

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

Результаты прогноза ошибки представлены в таблице 5. Средняя абсолютная ошибка составляет 0,002359753571439356.

Далее осуществляем определение вкладов параметров-аргументов, тем самым определяя количественную обусловленность параметров. Результаты сводятся в таблицу 6.

$$\begin{aligned}
& y(i,j19)=y(i,j19)+ \\
& +(-0,64277176463436e5)*(x(i,j14))^{**2}+ \\
& +(0,5144036633326e5)*(x(i,j14))^{**1}+ \\
& +(0,17630686287763e-3)*(x(i,j15))^{**3}+ \\
& +(-0,28726628105532e0)*(x(i,j15))^{**2}+ \\
& +(0,15592988952302e3)*(x(i,j15))^{**1}+ \\
& +(-0,63522069125799e1)*(x(i,j16))^{**3}+ \\
& +(0,19154756976023e3)*(x(i,j16))^{**2}+ \\
& +(-0,19235736331405e4)*(x(i,j16))^{**1} \\
& y(i,j19)=y(i,j19)+ \\
& +(0,55582050533880e9)*(x(i,j17))^{**3}+ \\
& \text{дельта преобразования-1=} \\
& 0,00000000745058059692 \\
& +(-0,52680814071766e8)*(x(i,j17))^{**2}+ \\
& +(0,16636690995620e7)*(x(i,j17))^{**1}+ \\
& +(-0,59579178907960e0)*(x(i,j18))^{**3}+ \\
& +(0,45757959375505e2)*(x(i,j18))^{**2}+ \\
& +(-0,11609582446052e4)*(x(i,j18))^{**1}+ \\
& +(0,15001378118783e6),
\end{aligned}$$

(3)

Таблица 5

Результаты прогноза ошибки

Исход	Прогноз	Ошибка
1	2	3
9,199699	9,201354	0,001655
...
9,152020	9,152702	0,000682

Таблица 6

Количественная обусловленность параметров

№	Название параметра	№	Количественная обусловленность параметров	Вклад
19	Удлинение крыла, λ	4	Относительная толщина профиля крыла, \bar{c}	0,16922
20	Сужение крыла, η	4	Относительная толщина профиля крыла, \bar{c}	0,14794
21	Угол стреловидности, χ	9	Корневая хорда крыла, b_0	0,13159
22	Относительная толщина профиля крыла, \bar{c}	9	Корневая хорда крыла, b_0	0,17333
23	Площадь крыла, S_k	1	Удлинение крыла, λ	0,11570
24	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.л.ф.}$	18	Аэродинамическое качество, K	0,11922
25	Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.л.д.}$	4	Относительная толщина профиля крыла, \bar{c}	0,12914
26	Размах крыла, l	8	Размах крыла, l	0,15653

Продолжение таблицы 6

№	Название параметра	№	Количественная обусловленность параметров	Вклад
27	Корневая хорда крыла, b_0	18	Аэродинамическое качество, K	0,14922
28	Концевая хорда крыла, b_k	6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф.}$	0,14156
29	Поперечный угол крыла при виде спереди, φ	6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф.}$	0,11577
30	Взлетная масса, m_0	18	Аэродинамическое качество, K	0,22785
31	Крейсерская высота полета, H	8	Размах крыла, l	0,18180
32	Скорость полета, M	9	Корневая хорда крыла, b_0	0,14472
33	Удельная нагрузка на крыло, p_0	4	Относительная толщина профиля крыла, \bar{c}	0,18728
34	Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{эф}$	6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф.}$	0,18321
35	Угол отвала поляры, A	6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф.}$	0,20183
36	Аэродинамическое качество, K	18	Аэродинамическое качество, K	0,13950

Таблица 7

Группировка результатов по определению количественной обусловленности параметров

№	Группа параметров	Количественная обусловленность параметров	Вклад
19	Удлинение крыла, λ	Относительная толщина профиля крыла, \bar{c}	0,16922
20	Сужение крыла, η		0,14794
25	Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.п.д.}$		0,12914
33	Удельная нагрузка на крыло, p_0		0,18728
Средняя величина вклада			0,158395
21	Угол стреловидности, χ	Корневая хорда крыла, b_0	0,13159
22	Относительная толщина профиля крыла, \bar{c}		0,17333
32	Скорость полета, M		0,14472
Средняя величина вклада			0,14988
23	Площадь крыла, S_k	Удлинение крыла, λ	0,11570
Средняя величина вклада			0,11570
24	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф.}$	Аэродинамическое качество, K	0,11922
27	Корневая хорда крыла, b_0		0,14922
30	Взлетная масса, m_0		0,22785
36	Аэродинамическое качество, K		0,13950
Средняя величина вклада			0,1589475
26	Размах крыла, l	Размах крыла, l	0,15653
31	Крейсерская высота полета, H		0,18180
Средняя величина вклада			0,169165
28	Концевая хорда крыла, b_k	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф.}$	0,14156
29	Поперечный угол крыла при виде спереди, φ		0,11577
34	Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{эф}$		0,18321
35	Угол отвала поляры, A		0,20183
Средняя величина вклада			0,128665

АНАЛИЗ УЧЕТА ВЛИЯНИЯ ИССЛЕДУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ

Согласно формуле 2, два соразмерных множества можно считать сопоставимыми, если их функции связаны через модель перехода M . Построенные регрессионные модели для параметров с 19 по 36 методом наименьших квадратов и методом Брандона с некоторой степенью адекватности можно считать моделью перехода M . Для учета влияния исследуемых характеристик и их переноса в расчеты на стадии эскизного проектирования крыла и элементов ВС необходимо получить некоторый коэффициент – величину, позволяющую в ту или иную сторону изменять расчетные параметры с учетом результатов экспериментальных исследований. Для учета влияния параметров необходимо использовать группу (ряд) взаимозависимых параметров, оказывающих наибольшее влияние (величину вклада количественной обусловленности зависимого параметра). Произведем перегруппировку результатов количественной обусловленности для параметров, представленных в таблице 6. Результаты сведем в таблицу 7.

При анализе количественных обусловленностей для двух крыльев ВС установлено, что совокупность регрессионных моделей, обладающих высоким коэффициентом детерминации, позволит достоверно определять параметры для сопоставляемых многопараметрических систем.

Проведя группировку и определив среднюю величину вклада (табл. 7), получили группу безразмерных параметров, величина которых находится в пределах от 0 до 1. Учет параметра на зависимую величину вычисляют по формуле:

$$k_{\text{экв}} = p_i - (p_i \cdot k_i), \quad (4)$$

где $k_{\text{экв}}$ – эквивалентный параметр, с учетом величины вклада;

p_i – зависимый параметр («Удлинение крыла, λ », «Угол стреловидности, χ » ...);

k_i – величина вклада.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предлагаемый метод сопоставления проектных альтернатив позволяет осуществлять генерацию данных на многообразиях меньшей размерности для решения нестандартных задач проектирования в составе сложной технической системы – магистрального ВС.

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».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолётов : учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов. – М. : Машиностроение, 1986. – 232 с.
2. Белоцерковский А.С. Создание и применение математических моделей самолетов. – М. : Наука, 1984. – 144 с.
3. Концептуальное проектирование самолёта : учеб. пособие / В.А. Комаров [и др.]. – 2-е изд., перераб. и доп. – Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. – 120 с.
4. Raymer D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
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. Brandon B. Developing Mathematical Models for Computer Control, USA Journal, 1959, V.S, N 7.

REFERENCES

1. Eger S.M., Liseitsev N.K., Samoilovich O.S. *Osnovy avtomatizirovannogo proektirovaniia samoletov. Ucheb. posobie dlia studentov aviatsionnykh spetsialnostei vuzov* [Fundamentals of Computer-Aided Design of Aircrafts. Tutorial for Students of High-Educational Aeronautical Institutions]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986. 232 p.
2. Belotserkovskii A. S. *Sozdanie i primeneniie matematicheskikh modelei samoletov* [Creation and Application of Aircraft Mathematical Models]. Moscow, Nauka Publ., 1984. 144 p.
3. Komarov V.A. et al. *Kontseptualnoe proektirovanie samoleta. Ucheb. posobie. 2-e izd., pererab. i dop.* [Conceptual Design of Aircraft]. Samara, Samara State Aeronautical University, 2013. 120 p.
4. Raymer D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
5. *Mezhdunarodnaia entsiklopediia CALS. Aviatsionno-kosmicheskoe mashinostroenie. Gl. red. A.G. Bratukhin* [International CALS Encyclopedia. Aerospace Machinebuilding. Edited by A.G. Bratukhin]. Moscow, RC ASK LLC Publ., 2015. 608 p.
6. Burnaev E.V., Zaitsev A.A. *Surrogatnoe modelirovanie raznotochnykh dannykh v sluchae vyborok bolshogo razmera* [Surrogate Modeling of Mutlifidelity Data for Large Samples]. *Informatsionnye protsessy* [Information Processes], 2015, vol. 15, no. 1, pp. 97 – 109.
7. Brandon B. Developing Mathematical Models for Computer Control. *USA Journal*, 1959, V.S, no. 7.