

## МЕТОДИКА СОПОСТАВЛЕНИЯ ПРОЕКТНЫХ АЛЬТЕРНАТИВ МАГИСТРАЛЬНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

Горбунов А.А., канд. техн. наук, Припадчев А.Д., д-р техн. наук, доцент,  
Чепасов В.И., д-р техн. наук, профессор, Кондров Я.В.  
Оренбургский государственный университет

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, неавтоматизированным способом практически невозможно [4, 5]. В этой связи появляется необходимость в разработке системы автоматизированного проектирования (САПР), позволяющей анализировать статистические данные в заданных ограничениях и реализовывать критериальный многопараметрический подход к анализу варианта проектной альтернативы.

**Постановка задачи сопоставления соизмеримых 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 обликовыми 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 обликовые 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 факторов, отвечающих за наличие линейных статистических корреляций между наблюдаемыми переменными. Используя метод главных компонент, а так же 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  $N$ -ое количество столбиков содержат значения параметров для первой проектной альтернативы крыла, таблица 1, а столбики с  $N_i$  содержат значения параметров для крыла второй проектной альтернативы, таблица 2. Строчками-наблюдениями в построенной матрице будут значения характеристик, которые имеют нормальное распределение.

Таблица 1 — Параметры исследования для крыла первой проектной альтернативы

№ п/п	Параметра	Значение
1	Удлинение крыла, $\lambda$	9,46
2	Сужение крыла, $\eta$	4,35
3	Угол стреловидности, $\chi$	25,01
***	***	***
17	Угол отвала поляры, $A$	0,031
18	Аэродинамическое качество, $K$	23, 23

Таблица 2 — Параметры исследования для крыла второй проектной альтернативы

№ п/п	Параметра	Значение
19	Удлинение крыла, $\lambda$	9,18
20	Сужение крыла, $\eta$	4,37
21	Угол стреловидности, $\chi$	21,33
***	***	***
36	Аэродинамическое качество, $K$	17, 57

В строчках в матрицы исследования указываем значения параметров исследования по соответствующим наблюдениям. Предлагаемый метод идентификации базовых параметров реализован в пакете научных подпрограмм алгоритмического языка «Фортран V» 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. Построчная структура файла «sled» приобретает вид, показана на рисунок 1.

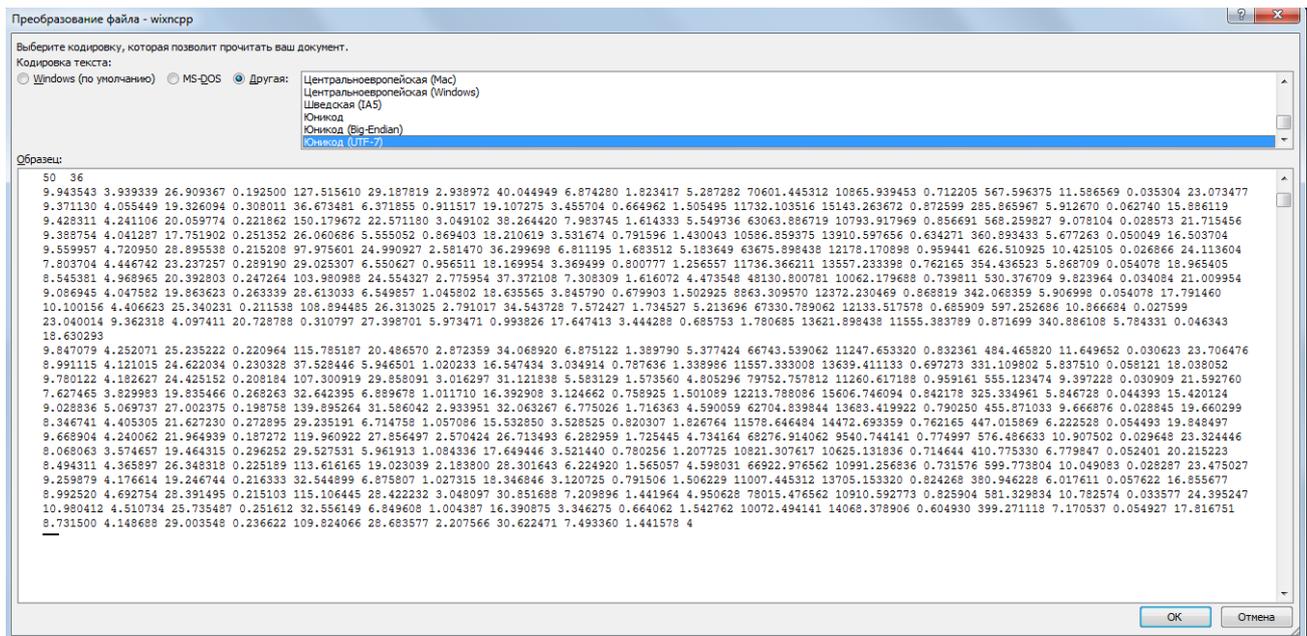


Рисунок 1 — Структура построчного файла «sled»

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 3. Количество наблюдений  $n = 50$ ; доверительная вероятность 0,9500; значение критерия Стьюдента  $t = 2,12$ .

Таблица 3 — Предварительная обработка по наблюдаемым параметрам

№	Параметр	Среднее значение	Дисперсия	$m=st/\sqrt{n}$
1	Удлинение крыла ( $\lambda$ )	9,458	0,085	0,024
2	Сужение крыла ( $\eta$ )	4,346	0,040	0,011
3	Угол стреловидности ( $\chi$ )	25,032	0,296	0,084
4	Относительная толщина профиля крыла ( $\bar{e}$ )	0,220	0,002	0,001
5	Площадь крыла ( $S_k$ )	122,838	1,387	0,394
6	Площадь крыла занятая фюзеляжем ( $S_{k.n.ф.}$ )	25,606	0,282	0,080
7	Площадь крыла под пилонами двигателя ( $S_{k.n.д}$ )	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
***	***	***	***	***
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
6	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,  $\lambda$ », таблица 4.

Таблица 4 — Корреляционная матрица для параметра 1 — «Удлинение крыла,  $\lambda$ »

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 параметров исследования был проведен на матрице исследования факторный анализ. В результате проведения факторного анализа получены следующие базовые параметры, таблица 5.

Таблица 5 — Базовые параметры

Фактор	Параметр	Базовый параметр	Параметра
5	Площадь крыла, $S_k$	2	Сужение крыла, $\eta$
8	Размах крыла, $l$	3	Угол стреловидности, $\chi$
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, $\varphi$	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, $\lambda$	8	Размах крыла, $l$
20	Сужение крыла, $\eta$	9	Корневая хорда крыла, $b_0$
3	Угол стреловидности, $\chi$	31	Крейсерская высота полета, $H$
2	Сужение крыла, $\eta$	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, $\chi$
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, $\eta$
19	Удлинение крыла, $\lambda$	28	Концевая хорда крыла, $b_k$
14	Скорость полета, $M$	29	Поперечный угол крыла при виде спереди, $\varphi$
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.

Определив базовые параметры, переходим к определению количественной обусловленности параметров. Для зависимой переменной 19 — «Удлинение крыла,  $\lambda$ » осуществляется построение модели на базовых параметрах. Номера 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,  $\chi$ , имеет следующий вид

$$\begin{aligned}
y(i,j19)= & +( 0,46661887203757e2)*(x(i,j1))^{**3}+ & +( 0,15592988952302e3)*(x(i,j15))^{**1}+ \\
& +( -0,13379982781908e4)*(x(i,j1))^{**2}+ & +( -0,63522069125799e1)*(x(i,j16))^{**3}+ \\
& +( 0,12786967286967e5)*(x(i,j1))^{**1}+ & +( 0,19154756976023e3)*(x(i,j16))^{**2}+ \\
& +( -0,90231154031341e3)*(x(i,j2))^{**3}+ & +( -0,19235736331405e4)*(x(i,j16))^{**1} \\
& +( 0,11733196195865e5)*(x(i,j2))^{**2}+ & y(i,j19)=y(i,j19)+ \\
& +( -0,50853667817078e5)*(x(i,j2))^{**1}+ & +( 0,55582050533880e9)*(x(i,j17))^{**3}+ \\
& +( 0,11412466870627e1)*(x(i,j3))^{**3}+ & \text{дельта преобразования-1=} \\
& +( -0,85560558814867e2)*(x(i,j3))^{**2} & 0,00000000745058059692 & 3) \\
& y(i,j19)=y(i,j19)+ & +( -0,52680814071766e8)*(x(i,j17))^{**2}+ \\
& +( 0,21382089112571e4)*(x(i,j3))^{**1}+ & +( 0,16636690995620e7)*(x(i,j17))^{**1}+ \\
& & +( -0,59579178907960e0)*(x(i,j18))^{**3}+ \\
& & +( 0,45757959375505e2)*(x(i,j18))^{**2}+ \\
& & +( -0,11609582446052e4)*(x(i,j18))^{**1}+ \\
& & +( 0,15001378118783e6)
\end{aligned}$$

где \* — умножение; \*\* — возведение в степень.

Результаты прогноза ошибки, представлены в таблице 6. Средняя абсолютная ошибка составляет 0,002359753571439356.

Таблица 6 — Результаты прогноза ошибки

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

Далее осуществляем определение вкладов параметров-аргументов, тем самым определяя количественную обусловленность параметров. Результаты сводятся в таблицу 7.

Таблица 7 — Количественная обусловленность параметров

№	Название параметра	№	Количественная обусловленность параметром	Вклад
19	Удлинение крыла, $\lambda$	4	Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$	0,16922
20	Сужение крыла, $\eta$	4	Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$	0,14794
21	Угол стреловидности, $\chi$	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, $\lambda$	0,11570
24	Площадь крыла занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф.}$	8	Аэродинамическое качество, $K$	0,11922
25	Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.п.д.}$	4	Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$	0,12914
26	Размах крыла, $l$	8	Размах крыла, $l$	0,15653
27	Корневая хорда крыла, $b_0$	8	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, $\varphi$	6	Площадь крыла занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф.}$	0,11577
30	Взлетная масса, $m_0$	8	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
6	Аэродинамическое качество, $K$	8	Аэродинамическое качество, $K$	0,13950

**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 ко-

эффицент — 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 7, результаты сведем в таблицу 8.

Таблица 8 — Группировка результатов по определению количественной обусловленности параметров

№	Группа параметров	Количественная обусловленность параметром	Вклад
1	2	3	4
19	Удлинение крыла, $\lambda$	Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$	0,16922
20	Сужение крыла, $\eta$		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
1	2	3	4
21	Угол стреловидности, $\chi$	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, $\lambda$	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
6	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, $\varphi$		0,11577
34	Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{эф}$		0,18321
35	Угол отвала поляры, $A$		0,20183
Средняя величина вклада			0,128665

При анализе количественных обусловленностей для двух крыльев ВС установлено, что совокупность регрессионных моделей, обладающих высоким коэф-

фициентом детерминации, позволят достоверно определять параметры для сопоставляемых многопараметрических систем.

Проведя группировку и определив среднюю величину вклада, таблица 8, получили группу безразмерных параметров, величина которых находится в пределах от 0 до 1. Учет параметра на зависимую величину  $k_{экс}$ , вычисляют по формуле

$$k_{экс} = p_i - (p_i \cdot k_i) \quad (4)$$

где  $k_{экс}$  — эквивалентный параметр, с учетом величины вклада;  $p$  — зависимый параметр («Удлинение крыла,  $\lambda$ », «Угол стреловидности,  $\chi$ » ...);  $k_i$  — величина вклада.

**Заключение.** Предлагаемый метод сопоставления проектных альтернатив, позволяет осуществлять генерацию данных на многообразиях меньшей размерности, для решения нестандартных задач проектирования для решения нестандартных задач проектирования в составе сложной технической системы — магистрального воздушного судна.

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», для анализа качества принимаемой продукции.

#### Список литературы

1. Егер С. М. Основы автоматизированного проектирования самолётов: учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов / С.М. Егер, Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович. М.: Машиностроение, 1986. 232 с., ил.
2. Белоцерковский А. С. Создание и применение математических моделей самолетов. М.: Наука, 1984. 144 с.
3. Комаров В.А. 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., Суррогатное моделирование разноточных данных в случае выборок большого размера / Е.В. Бурнаев, А.А.Зайцев // Информационные процессы. Т. 15. № 1.2015. С. 97–109.
7. Brandon B. Developing Mathematical Models for Computer Control, USA Journal, 1959, V.5, N7.