

Математическая модель информационно-статистического синтеза беспилотных летательных аппаратов по экспериментальным данным

© В.В. Корянов, В.Т. Нгуен

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Представлены задачи идентификации аэродинамической модели беспилотных летательных аппаратов (БЛА) по результатам аэродинамических продувок, оценки полноты аэродинамической модели БЛА, а также статистического анализа экспериментальной аэродинамической модели БЛА с целью информационно-статистического синтеза модели БЛА по экспериментальным данным. Выполнен расчет аэродинамических коэффициентов БЛА.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, аэродинамическая модель, информационно-статистический синтез, идентификация, статистический анализ.

Введение. В процессе создания сложной технической системы (СТС) основным этапом является ее экспериментальная отработка. Цель экспериментальной отработки — подтверждение соответствия конструктивных и проектных параметров сложных образцов СТС заданным требованиям и ограничениям. Особенно важна экспериментальная отработка таких СТС, как летательные аппараты (ЛА). Основная задача, решаемая в процессе экспериментов, состоит в отработке измерительной информации, позволяющей оценивать и идентифицировать характеристики ЛА и, что особенно важно, выявлять проектно-функциональные связи.

По результатам летных испытаний корректируются математические модели аэродинамических коэффициентов ЛА, уточняются настройки системы управления и при необходимости вносятся изменения в конструктивный облик ЛА.

В процессе экспериментальной отработки ЛА часто возникает ситуация, когда проектные характеристики ЛА отличаются от аналогичных характеристик, полученных по данным телеметрии. По существу, это означает, что в данных телеметрии присутствуют закономерности, не объясняемые исходной математической моделью ЛА, в соответствии с которой были получены обликосые характеристики ЛА. Указанные расхождения могут относиться к различным подсистемам ЛА. Таким образом, необходимо проводить корректировку математической модели ЛА по аэродинамике, по управлению и стабилизации, по параметрам двигательной установки и т. д.

Задача корректировки математической модели беспилотных ЛА (БЛА) по экспериментальным данным. При решении этой задачи последовательно выполняют идентификацию параметров модели БЛА и статистический анализ полноты этой модели.

Задача идентификации параметров модели БЛА состоит в приведении исходной модели БЛА в соответствие с экспериментальными данными. При этом выбирают проектное решение по критерию регулярности [1], т. е. находят $J^{\text{opt}} = \min_{d \in D} \Delta^2(B)$, где $\Delta^2(B)$ — критерий регулярности:

$$\Delta^2(B) = \frac{\sum_{i=1}^{N_b} [J_i^M - J_i^T]^2}{\sum_{i=1}^{N_b} (J_i^T)^2}. \quad (1)$$

Здесь J_i^M — модельное значение критерия оптимальности; J_i^T — табличное (экспериментальное) значение критерия оптимальности; N_b — объем проверочной части статистической выборки; d — вектор проектного решения; D — область допустимых проектных решений.

Результатом решения (1) является оптимальное значение критерия регулярности, которое при решении задачи статистического анализа полноты модели БЛА является функциональным ограничением.

Определение полноты модели [1]. Математическая модель СТС называется полной, если для любой проектной характеристики $f_k^{(j)}$, $j = 1, \dots, k$, где k — общее число проектных характеристик, значение критерия детерминации

$$R_j^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^N (y_i^{(j)} - f_i^{(j)})^2}{\sum_{i=1}^N (y_i^{(j)} - \bar{y})^2}, \quad j = 1, k, \quad (2)$$

равно 2 (здесь $y_i^{(j)}$ — выборные данные; $f_i^{(j)}$ — соответствующие им значения модели; \bar{y} — среднее значение выборных данных; $e_i = y_i - \hat{y}_i$, \hat{y}_i — выборочная регрессия).

Из определения следует, что полнота модели отвечает ситуации, когда все закономерности, существующие в экспериментальных данных, отражены в математической модели БЛА. В этом случае критерий детерминации принимает значение 1, а критерий Дарбина — Уотсона значение 2.

Задача оценки полноты модели БЛА ставится следующим образом [2]. Требуется найти

$$J^{\text{opt}}(DW) = \min_{d \in D} [DW - 2]^2; \quad J^{\text{opt}}(R^2) = \min_{d \in D} [R^2 - 1]^2 \quad (3)$$

при

$$\Delta^2(B) \leq \Delta^2(B)^{\text{idem}}.$$

Эта задача относится к классу многокритериальных задач с двумя критериями оптимальности и одним векторным функциональным ограничением.

В работе с целью синтеза БЛА исследуется процесс корректировки его аэродинамической модели по результатам аэродинамических продувок.

Задача идентификации аэродинамической модели БЛА состоит в приведении исходной аэродинамической модели в соответствие с результатами аэродинамических продувок. Эта задача сводится к задаче оптимизации проектного решения по критериям регулярности, число которых равно числу рассчитываемых аэродинамических коэффициентов. В качестве вектора проектного решения принят вектор аэродинамических производных, по которым определяются соответствующие проектные параметры (геометрия крыла и корпуса аппарата, параметры управления и др.) [3]:

$$d = \left(c_{x0}, c_x^\alpha, c_x^\beta, c_x^{\omega_z}, c_x^{\omega_y}, c_x^{\delta_1}, c_x^{\delta_2}, c_y^\alpha, c_y^\beta, c_y^{\omega_z}, c_y^{\omega_y}, c_y^{\delta_1}, c_y^{\delta_2}, c_z^\alpha, c_z^\beta, c_z^{\omega_z}, c_z^{\omega_y}, c_z^{\delta_1}, c_z^{\delta_2}, m_z^\alpha, m_z^\beta, m_z^{\omega_z}, m_z^{\omega_y}, m_z^{\delta_1}, m_z^{\delta_2}, m_y^\alpha, m_y^\beta, m_y^{\omega_z}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2} \right)_{(k_1, k_2)}, \quad (4)$$

где $c_x^\alpha, c_x^\beta, \dots, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2}$ — аэродинамические производные вида

$$\begin{aligned} c_x^\alpha &= \frac{\partial c_x}{\partial \alpha}; & c_x^\beta &= \frac{\partial c_x}{\partial \beta}; \\ & \dots & & \\ c_z^{\omega_z} &= \frac{\partial c_z}{\partial \omega_z}; & c_z^{\omega_y} &= \frac{\partial c_z}{\partial \omega_y}; \\ & \dots & & \\ m_y^{\delta_1} &= \frac{\partial m_y}{\partial \delta_1}; & m_y^{\delta_2} &= \frac{\partial m_y}{\partial \delta_2}. \end{aligned} \quad (5)$$

Здесь $c = c(\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_1, \delta_2, M)$; $m = m(\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_1, \delta_2, M)$; α — угол атаки; β — угол скольжения; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — координаты по-

ложения БЛА по осям X, Y, Z соответственно; δ_1 — угол отклонения руля 1; δ_2 — угол отклонения руля 2; M — число Маха.

Результатом решения этой задачи являются оптимальные значения критериев регулярности по каждой аэродинамической производной:

$$\Delta^2(c_x)^{\text{idен}}, \Delta^2(c_y)^{\text{idен}}, \Delta^2(c_z)^{\text{idен}}, \Delta^2(m_y)^{\text{idен}}, \Delta^2(m_z)^{\text{idен}}. \quad (6)$$

Задача оценки полноты аэродинамической модели БЛА. Эта задача состоит в выборе структуры аэродинамической модели БЛА при одновременном выборе оптимальных аэродинамических производных. Структура модели БЛА определяется числом членов в аэродинамических зависимостях и видом этих членов (т. е. видом базисных функций, в которых они записаны). Таким образом, задача сводится к задаче на условный экстремум с пятью функциональными ограничениями, взятыми из решения задачи идентификации аэродинамической модели [4].

Требуется найти

$$J^{\text{opt}}(DW) = \min_{d \in D} [DW - 2]^2; \quad J^{\text{opt}}(R^2) = \min_{d \in D} [R^2 - 1]^2 \quad (7)$$

при

$$\begin{aligned} \Delta^2(c_x) &\leq \Delta^2(c_x)^{\text{idен}}, \\ \Delta^2(c_y) &\leq \Delta^2(c_y)^{\text{idен}}, \\ \Delta^2(c_z) &\leq \Delta^2(c_z)^{\text{idен}}, \\ \Delta^2(m_y) &\leq \Delta^2(m_y)^{\text{idен}}, \\ \Delta^2(m_z) &\leq \Delta^2(m_z)^{\text{idен}}. \end{aligned} \quad (8)$$

Здесь d — вектор аэродинамических производных и параметров управления k_1 и k_2 ; s — вектор структурного состояния.

Задача статистического анализа экспериментальной аэродинамической модели БЛА состоит в построении матрицы корреляции, состоящей из коэффициентов корреляции между всеми возможными парами членов аэродинамических зависимостей. По значениям коэффициентов корреляции выделяют члены, между которыми существует линейная либо близкая к ней связь. Если такая связь существует, то один из членов можно удалить — так реализуется структурная корректировка аэродинамической модели БЛА.

Корректировку осуществляют итерационным способом. После корректировки аэродинамической модели БЛА на первой итерации решается задача (7), (8) и строится новая матрица корреляции. На следующей итерации, по новой матрице корреляции, вновь проводится корректировка аэродинамической модели БЛА и решается задача (7), (8) и т. д. На каждой итерации по критериям детерминации и Дарбина — Уотсона проводится оценка полноты аэродинамической модели БЛА и принимается решение о продолжении экспериментальной отработки аэродинамической модели.

Область допустимых проектных решений D определяется системой параметрических ограничений аэродинамических производных коэффициентов по параметрам движения БЛА [3]:

$$\begin{aligned}
 &0,01 \leq \frac{\partial c_x}{\partial \alpha} \leq 0,1; & 0,001 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \leq 0,01; & 8 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \leq 12; \\
 &0,001 \leq \frac{\partial c_x}{\partial \beta} \leq 0,01; & 0,001 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \beta} \leq 0,01; & 0 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \beta} \leq 10; \\
 &0,001 \leq \frac{\partial c_x}{\partial \omega_z} \leq 0,01; & 8 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \omega_z} \leq 12; & 0,001 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \omega_z} \leq 0,01; \\
 &0,001 \leq \frac{\partial c_x}{\partial \delta_1} \leq 0,01; & 0 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \omega_y} \leq 10; & 0,001 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \omega_y} \leq 0,01; \\
 &0,001 \leq \frac{\partial c_x}{\partial \delta_2} \leq 0,01; & 0,001 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \delta_1} \leq 0,01; & 0,001 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \delta_1} \leq 0,01; \\
 & & 0,001 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \delta_2} \leq 0,01; & 0,001 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \delta_2} \leq 0,01; \\
 & & & \\
 &0,001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \alpha} \leq 0,01; & 0,001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \beta} \leq 0,01; & \\
 &0,001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \omega_z} \leq 0,01; & 0,001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \omega_y} \leq 0,01; & \\
 &0,001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \delta_1} \leq 0,01; & 0,001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \delta_2} \leq 0,01; & \\
 &0,001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \omega_z} \leq 0,01; & &
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 1 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} \leq 10; & & 1 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \beta} \leq 20; \\
 0,001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \omega_z} \leq 0,01; & & 1 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} \leq 10; \\
 1 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \beta} \leq 20; & & 0,001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \omega_z} \leq 0,01; \\
 0,001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \omega_y} \leq 0,01; & & 0,001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \delta_1} \leq 0,01; \\
 0,001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \delta_2} \leq 0,01, & &
 \end{aligned}$$

где

$$1 \leq k_1 \leq 5; \quad 1 \leq k_2 \leq 5. \quad (9)$$

По найденным аэродинамическим производным экспериментальная аэродинамическая модель БЛА восстанавливается в следующем полиномиальном базисе [3]:

$$\begin{aligned}
 c_x &= c_{x0} + \frac{\partial c_x}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial c_x}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial c_x}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial c_x}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial c_x}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial c_x}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial c_x}{\partial M} M; \\
 c_y &= \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial c_y}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial c_y}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial c_y}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial c_y}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial c_y}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial c_y}{\partial M} M; \\
 c_z &= \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial c_z}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial c_z}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial c_z}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial c_z}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial c_z}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial c_z}{\partial M} M; \quad (10) \\
 M_y &= \frac{\partial M_y}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial M_y}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial M_y}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial M_y}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial M_y}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial M_y}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial M_y}{\partial M} M; \\
 M_z &= \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial M_z}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial M_z}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial M_z}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial M_z}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial M_z}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial M_z}{\partial M} M.
 \end{aligned}$$

Значение коэффициента момента m_x выбирается из условия движения БЛА без крена:

$$\frac{\partial m_x}{\partial \gamma} = 0 \Rightarrow \gamma^{\text{opt}}. \quad (11)$$

На практике реальна ситуация, когда сформированная по статистическим критериям аэродинамическая модель БЛА точно аппроксимирует экспериментальные данные, но целевая задача при этом не выполняется. В связи с этим аэродинамическую модель БЛА следует

формировать не только по статистическим, но и по основным физическим критериям, таким как промах, угол подлета к цели, скорость подлета и т. д. [5].

Корректировка аэродинамической модели по результатам аэродинамических продувок. Представим векторный критерий оценки качества БЛА следующим образом [6]:

$$J = \alpha_1 \rho + \alpha_2 (\varphi - \pi / 2) + \alpha_3 \left(\Delta^2(B)_{cx} + \Delta^2(B)_{cy} + \Delta^2(B)_{cz} + \dots + \Delta^2(B)_{my} + \Delta^2(B)_{mz} \right) + \alpha_4 \mu, \quad (12)$$

где ρ — промах; φ — угол тангажа; α_i — весовые коэффициенты, сумма которых равна 1, $i = 1 \dots 7$.

Предполагается, что задача решается в условиях действия следующих неконтролируемых факторов:

$\omega_1 = X_{ц}$ — координата положения цели по оси X ;

$\omega_2 = Y_{ц}$ — координата положения цели по оси Y ;

$\omega_3 = V_{ц}$ — скорость цели.

Данные аэродинамических продувок имеют следующий состав:

V — скорость БЛА по оси X ;

n_x — перегрузка по оси X ;

n_y — перегрузка по оси Y ;

n_z — перегрузка по оси Z ;

$\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$ — углы отклонения рулей (см. рисунок);

α — угол атаки;

β — угол скольжения;

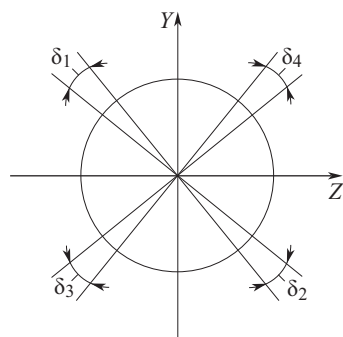
M — число Маха.

Аэродинамические коэффициенты БЛА рассчитываются по следующим зависимостям [7, 8]:

$$c_x = \frac{n_x G}{s_m q}; \quad c_y = \frac{n_y G}{s_m q}; \quad c_z = \frac{n_z G}{s_m q}. \quad (13)$$

Здесь n_x, n_y, n_z — продольные перегрузки по осям x, y, z соответственно; $n_x = X/G$; $n_y = Y/G$; $n_z = Z/G$; q — скоростной напор, $q = \rho V^2 / 2$.

Для расчета коэффициентов аэродинамических моментов используют уравнения Эйлера:



Углы отклонения рулей БЛА

$$\begin{aligned}
 I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z &= M_{\Sigma x}; \\
 I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z)\omega_z\omega_x &= M_{\Sigma y}; \\
 I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x)\omega_y\omega_x &= M_{\Sigma z}.
 \end{aligned}
 \tag{14}$$

Производные $d\omega_x/dt$, $d\omega_y/dt$, $d\omega_z/dt$ определяют по конечно-разностным формулам:

$$\begin{aligned}
 \omega_x^i &= \frac{\omega_x^{i+1} - \omega_x^{i-1}}{2h}; \\
 \omega_y^i &= \frac{\omega_y^{i+1} - \omega_y^{i-1}}{2h}; \\
 \omega_z^i &= \frac{\omega_z^{i+1} - \omega_z^{i-1}}{2h},
 \end{aligned}
 \tag{15}$$

где $h = 0,01$ с — шаг по времени.

Коэффициенты аэродинамических моментов БЛА определяют по следующим формулам [6]:

$$m_x = \frac{M_x}{S_m q L}; \quad m_y = \frac{M_y}{S_m q L}; \quad m_z = \frac{M_z}{S_m q L}.
 \tag{16}$$

Окончательный результат расчета аэродинамических коэффициентов представлен в табл. 1–6 [9].

Таблица 1

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	C_y
1	-3,7963	3,128642	0,90	-0,78	2,26	-1,70	1,070162	-0.02187991
2	-4,27407	4,307654	0,50	-1,57	2,37	-2,00	1,069113	-0.00222406
3	-4,75185	4,307654	2,33	-1,40	2,23	-1,66	1,068064	0.010929926
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	0.015346179
5	-6,42716	4,307654	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	0.01207385
6	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	0.00106744
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063867	-0.016613621
8	-9,05185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062818	-0.036579297
.....								
5795	-4,28642	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	0.186114038
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	0.185937626
5797	-4,5284	11,14593	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	0.185761465
5798	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	0.182439177
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	0.182266494
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603648	0.182094056

Таблица 2

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	Cx
1	-3,7963	3,128642	0,90	-0,78	2,26	-1,70	1,070162	0,062479785
2	-4,27407	4,307654	0,50	-1,57	2,37	-2,00	1,069113	0,059600987
3	-4,75185	4,307654	2,33	-1,40	2,23	-1,66	1,068064	0,067021796
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	0,063279414
5	-6,42716	4,307654	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	0,071167801
6	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	0,068138853
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063867	0,071448818
8	-9,05185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062818	0,065877218
.....								
5795	-4,28642	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	-0,180427247
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	-0,18394005
5797	-4,5284	11,14593	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	-0,183849917
5798	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	-0,18375985
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	-0,18366985
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603648	-0,183579915

Таблица 3

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	Cz
1	-3,7963	3,128642	0,90	-0,78	2,26	-1,70	1,070162	0,004490768
2	-4,27407	4,307654	0,50	-1,57	2,37	-2,00	1,069113	0,019409979
3	-4,75185	4,307654	2,33	-1,40	2,23	-1,66	1,068064	0,026343378
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	0,021789334
5	-6,42716	4,307654	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	0,005679934
6	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	-0,017429091
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063867	-0,048737378
8	-9,05185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062818	-0,077848158
.....								
5795	-4,28642	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	-0,183849917
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	-0,18375985
5797	-4,5284	11,14593	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	-0,18366985
5798	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	-0,183579915
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	-0,183490047
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603648	-0,183400245

Таблица 4

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	mx
1	-3,7963	3,128642	0,90	-0,78	2,26	-1,70	1,070162	0
2	-4,27407	4,307654	0,50	-1,57	2,37	-2,00	1,069113	0,179
3	-4,75185	4,307654	2,33	-1,40	2,23	-1,66	1,068064	0,179
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	0,074
5	-6,42716	4,307654	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	0,074
6	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	0,032
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063867	0
8	-9,05185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062818	-0,01
.....								
5795	-4,28642	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	0,066
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	0,099
5797	-4,5284	11,14593	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	0,099
5798	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	-0,033
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	0
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603648	0,066

Таблица 5

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	my
1	-3,7963	3,128642	0,90	-0,78	2,26	-1,70	1,070162	0
2	-4,27407	4,307654	0,50	-1,57	2,37	-2,00	1,069113	3.3024006
3	-4,75185	4,307654	2,33	-1,40	2,23	-1,66	1,068064	5.9806413
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	6.6365504
5	-6,42716	4,307654	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	5.6316109
6	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	4.7982349
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063867	3.6926723
8	-9,05185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062818	1.919893
.....								
5795	-4,28642	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	0.075447
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	2.5897017
5797	-4,5284	11,14593	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	2.5587991
5798	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	-4.964509
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	-2.3754465
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603648	4.9313452

Таблица 6

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	mz
1	-3,7963	3,128642	0,90	-0,78	2,26	-1,70	1,070162	0
2	-4,27407	4,307654	0,50	-1,57	2,37	-2,00	1,069113	-4.2525528
3	-4,75185	4,307654	2,33	-1,40	2,23	-1,66	1,068064	-3.7171751
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	-4.6326603
5	-6,42716	4,307654	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	-1.7825865
6	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	-0.6995662
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063867	-0.3795746
8	-9,05185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062818	0.6455845
.....								
5795	-4,28642	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	0.0530671
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	0.7164252
5797	-4,5284	11,14593	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	1.3348662
5798	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	0.7022778
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	0.8224019
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603648	-1.6629654

Заключение. Проведенные с целью синтеза БЛА исследования процесса корректировки аэродинамической модели БЛА по результатам аэродинамических продувок показали, что задача идентификации аэродинамической модели БЛА состоит в приведении исходной аэродинамической модели в соответствие с результатами аэродинамических продувок. Эта задача сводится к задаче оптимизации проектного решения по критериям регулярности, число которых равно числу рассчитываемых аэродинамических коэффициентов.

Задача оценки полноты аэродинамической модели БЛА состоит в выборе структуры этой модели и одновременном выборе оптимальных аэродинамических производных.

Задача статистического анализа экспериментальной аэродинамической модели БЛА состоит в построении матрицы корреляции, состоящей из коэффициентов корреляции между всеми возможными парами членов аэродинамических зависимостей.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Тарасов Е.В., Балык В.М., Устинов С.А., Шипов О.В. *Методы оптимизации обликковых характеристик технических объектов на примере ЛА и ДСА*. Москва, МАИ, 1992, 76 с.
- [2] Дубов Ю.А., Травкин С.И., Якимец В.Н. *Многокритериальные модели формирования и выбора вариантов систем*. Москва, Наука, 1986, 296 с.
- [3] Тарасов Е.В., Балык В.М., Логинов А.Б. *Выбор обликковых характеристик систем ЛА*. Москва, МАИ, 1998, 96 с.
- [4] Балык В. М. *Статистический синтез проектных решений при разработке сложных систем*. Москва, МАИ, 2014, 278 с.
- [5] Тарасов Е.В., Балык В.М. *Методы проектирования летательных аппаратов*. Москва, МАИ, 2006, 96 с.
- [6] Цеверов Д.Н. *Проектирование беспилотных летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1978, 264 с.
- [7] Пивавский С.А., Брусов В.С., Хвион Е.А. *Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1974, 168 с.
- [8] Брусов В.С., Петручик В.П., Морозов Н.И. *Аэродинамика и динамика полета малоразмерных беспилотных летательных аппаратов*. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2010, 338 с.
- [9] Сухорученков Б.И., Меньшиков В.А. *Методы анализа характеристик летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1995.

Статья поступила в редакцию 28.01.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Корянов В.В., Нгуен В.Т. Математическая модель информационно-статистического синтеза беспилотных летательных аппаратов по экстремальным данным. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 2. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arse/adb/1462.html> DOI 10.18698/2308-6033-2016-02-1462

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Корянов Всеволод Владимирович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 20 научных работ в области моделирования баллистики и динамики движения космических и спускаемых аппаратов. e-mail: vkoryanov@bmstu.ru

Нгуен Ван Тханг — аспирант кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

A mathematical model of information and statistical synthesis of unmanned aerial vehicle on the basis of the experimental data

© V.V. Koryanov, V.T. Nguen

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article considers the problems of identification of aerodynamic model of unmanned aerial vehicles (UAV) based on the results of wind-tunnel testing, assessment of the completeness of the UAV aerodynamic model as well as statistical analysis of experimental UAV aerodynamic model for the purpose of information and statistical synthesis of the model based on experimental data. The calculation of UAV aerodynamic coefficients is performed.

Keywords: *unmanned aerial vehicles, aerodynamic model, information and statistical synthesis, identification, statistical analysis.*

REFERENCES

- [1] Tarasov E.V., Balyk V.M., Ustinov S.A., Shipov O.V. *Metody optimizatsii oblikovykh kharakteristik tekhnicheskikh obyektov na primere LA i DSA* [Methods of Technical Object Conceptual Characteristic Optimization on the Example of the Aircraft and LSA]. Moscow, MAI Publ., 1992.
- [2] Dubov Yu.A., Travkin S.I., Yakimets V.N. *Mnogokriterialnye modeli formirovaniya i vybora variantov system* [Multicriteria Models of Formation and Selection of System Options]. Moscow, Nauka Publ., 1986, 296 p.
- [3] Tarasov E.V., Balyk V.M., Loginov A.B. *Vybor oblikovykh kharakteristik system* [Selection of the Flight Vehicle System Conceptual Characteristics]. Moscow, MAI Publ., 1998.
- [4] Balyk V.M. *Statisticheskii sintez proektnykh resheniy pri razrabotke slozhnykh sistem* [Statistic synthesis of design decisions when developing complex systems]. Moscow, MAI Publ., 2014, 278 p.
- [5] Tarasov E.V., Balyk V.M. *Metody proektirovaniya letatelnykh apparatov* [Aircraft Design Methods]. Moscow, MAI Publ., 2006, 96 p.
- [6] Tseverov D.N. *Proektirovanie bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Design of Unmanned Aerial Vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 264 p.
- [7] Piyavskiy S.A., Brusov V.S., Khvion E.A. *Optimizatsiya parametrov mnogotsel'nykh letatelnykh apparatov* [Optimization of the Multi-Purpose Aircraft Parameters]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 168 p.
- [8] Brusov V.S., Petrushchik V.P., Morozov N.I. *Aerodinamika i dinamika poliota malorazmernykh bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Flight aerodynamics and dynamics of small-scale unmanned aerial vehicles]. Moscow, MAI-Print, 2010, 338 p.
- [9] Sukhoruchenkov B.I., Menshikov V.A. *Metody analiza kharakteristik letatelnykh apparatov* [Analysis methods of aerial vehicles characteristics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1995.

Koryanov V.V., Cand. Eng. Sci. (Ph.D.), Associate Professor of the Department of Spacecraft and Rocket Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 20 research publications in the field of modeling ballistics and motion dynamics of spacecraft and descent vehicles. e-mail: vkoryanov@bmstu.ru

Nguen V.T., postgraduate student of the Department of Spacecraft and Rocket Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University.