

$$Y_{10}^{(2)} < \frac{-d_{11}^{(2)}\sigma_1^{(2)} - d_{111}^{(2)}Y_{11}^{(2)}}{d_{110}^{(2)}}, Y_{10}^{(2)} > \frac{-d_{11}^{(2)}\sigma_2^{(2)} - d_{111}^{(2)}Y_{11}^{(2)}}{d_{110}^{(2)}}. \quad (18)$$

Учет формул (12), (13), (16), (17) позволяет определить функции поглощения $\mathcal{G}_{12}(\vec{Y}^{(1)}, t)$ и восстановления $u_{21}(\vec{Y}^{(2)}, t)$, которые имеют следующий аналитический вид:

$$\begin{aligned} \mathcal{G}_{12}(\vec{Y}^{(1)}, t) &= \delta(Y_1^{(1)} - \sigma_2^{(1)})\pi_1^{(1)}(\vec{Y}^{(1)}, t) - \delta(Y_1^{(1)} - \sigma_1^{(1)})\pi_1^{(1)}(\vec{Y}^{(1)}, t), \\ u_{21}(\vec{Y}^{(2)}, t) &= \delta(Y_1^{(2)} - \sigma_1^{(2)})\pi_1^{(2)}(\vec{Y}^{(2)}, t) - \delta(Y_1^{(2)} - \sigma_2^{(2)})\pi_1^{(2)}(\vec{Y}^{(2)}, t). \end{aligned}$$

Условия (15) и (18) позволяют найти нормированные потоки поглощения и восстановления, являющиеся интегралами по нерегулярной части границ от функций $\mathcal{G}_{12}(\vec{Y}^{(1)}, t)$ и $u_{21}(\vec{Y}^{(2)}, t)$ соответственно.

Таким образом, на основе анализа граничных условий этапа ближнего наведения получены аналитические выражения для функций поглощения и восстановления. Используя их в алгоритмах [1, 3], можно найти вероятности первого и второго состояний КАВ, а также математические ожидания и корреляционные моменты всех фазовых координат в этих состояниях и оценить эффективность комплекса.

Литература

1. Косачев И. М., Ерошенков М. Г. Аналитическое моделирование стохастических систем. Мн.: Наука и техника, 1993. 264 с.
2. Дубовский С. Г. Математическая модель оценки эффективности комплекса авиационного вооружения истребителя на этапе ближнего наведения // Сб. науч. тр. Воен. акад. Респ. Беларусь. 1999. № 3. Ч. I. С. 142–145.
3. Казаков И. Е. Статистическая динамика систем с переменной структурой. М.: Наука, 1977. 416 с.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАССЫ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ

Д. Н. Миронов, В. П. Гончаренко

Перед двигателестроением стоит значительное число исследовательских задач, направленных на формирование рационального облика силовой установки летательного аппарата конкретного назначения. Особенностью проведения таких исследований является то, что для их осуществления необходимо заранее иметь предварительную оценку массы некоторого гипотетического авиационного двигателя, которая

зависит от значительного числа факторов, в том числе и от параметров его рабочего процесса [1].

В настоящее время существует большое количество эмпирических зависимостей для оценки массы двигателя [2]. Однако в связи с высоким уровнем развития авиационного двигателестроения существующие методики морально устаревают.

В данной работе предлагается методика оценки массы турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) по их параметрам с помощью одного из современных методов статистического анализа – метода множественной линейной регрессии, сущность которого заключается в следующем [3].

Имея на основе анализа статистических данных существующих авиационных двигателей значения их параметров и массу, с помощью метода множественной линейной регрессии определяется эмпирическая зависимость для расчета массы новых двигателей (M_i):

$$M_i = b_0 x_0 + b_1 x_{i1} + b_2 x_{i2} + \dots + b_k x_{ik} + e,$$

где $X_{i,k}$ – параметры двигателя, рассматриваемые как случайные величины; b_0, b_1, \dots, b_k – коэффициенты уравнения регрессии; e – величина погрешности вычисления.

Согласно выбранному методу набору фиксированных значений параметров двигателя $X_i = \{x_1, x_2, \dots, x_k\}$ ставится в соответствие значение его массы M_i .

В процессе численного эксперимента используется матричная форма записи системы уравнений и ее решения

$$b = \begin{bmatrix} b_0 \\ \dots \\ \dots \\ b_k \end{bmatrix} = (X^T X)^{-1} X^T M.$$

Из многообразия параметров двигателя выбраны лишь те, которые наиболее полно его характеризуют и не имеют математической связи между собой: M , P , P_ϕ , $G_{T.ч.}$, $G_{\phi T.ч.}$, π_K^* , T_2^* , m – соответственно масса двигателя, тяга двигателя, тяга двигателя на форсажном режиме, часовой расход топлива, часовой расход топлива на форсажном режиме, степень повышения давления воздуха в компрессоре, температура газа перед турбиной и степень двухконтурности (табл. 1) [4].

Таблица 1

Двигатель	P [кН]	P_ϕ [кН]	$G_{г.ч.}$ кг/ч	$G_{ф.г.ч.}$ кг/ч	π_k^*	T_z^* [К]	m	M [кг]
F-404-GE-100	47.1	75.1	4050.6	14269	26	1610	0.3	1036.2
F-100	74.6	121.6	5072.8	24928	32	1645	0.9	1715.8
PW-1128	75.6	121.6	5821.2	23469	27	1755	0.7	1436.4
PW-1120	59.8	91.7	4784	17423	6.8	1648	0.6	1315.6
RB199МК-104	43	76.9	2795	18764	25	1590	1.1	1118
F-101-GE-102	75.5	133.4	4228	29215	6.5	1645	2	2038.5
F100-PW-100	66.6	110.7	4896	23956	25	1673	0.7	1370
F100-PW-220	75.5	121.5	5236	26660	25	1673	0.7	1450
F110-GE-100	76	128.9	5115	26432	30	1643	0.9	1700
F404-GE-100A	48.5	79.9	3712.5	14589	26	1608	0.3	1050
TF30-P-3	55.6	88.9	3572.1	22675	17	1423	1.1	1840
RB.168-25P	55.8	94.7	3584.7	18837	20	1373	0.7	1630
M 53-P-2	64.2	95.1	5698.5	19691	9.8	1548	0.3	1450
F100-ИИ-100	66.6	110.7	4624	24295	25	1673	0.7	1370
EJ 200	60	90	4770	15525	26	1900	0.4	1038
RB 199	42.6	78.4	2884	19206	25	1600	1.1	1040

Вследствие того, что численные значения параметров двигателя имеют различный порядок, проводится их нормировка, т. е. в процессе расчетов параметры используются в относительном виде.

В результате проведения численного эксперимента по представленной в настоящей работе методике для турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания, представленных в табл. 1, получена эмпирическая зависимость для расчета их массы

$$\begin{aligned} \overline{M} = & 1.058 + 6.021\overline{P} - 4.317\overline{P}_\phi - 0.124\overline{G}_{г.ч.} - \\ & - 0.314\overline{G}_{ф.г.ч.} + 0.217\overline{\pi}_k^* - 1.243\overline{T}_r^* + 0.797\overline{m}. \end{aligned} \quad (1)$$

Использование данного выражения позволило получить результаты (табл. 2), анализ которых показал, что погрешность в расчете массы ТРДДФ удовлетворяет требованиям расчетов, осуществляемых на стадии предварительного проектирования. В табл. 2 $\overline{M}_{теор.}$ – значение массы ТРДДФ в относительном виде, при использовании полученной зависимости (1), $\overline{M}_{факт.}$ – реальное значение массы ТРДДФ в относительном виде, а \mathcal{E} – погрешность уравнения.

С целью проверки адекватности полученного уравнения регрессии произведен расчет массы двигателей, не вошедших в табл. 1.

Таблица 2

Двигатель	$\overline{M}_{\text{теор}}$	$\overline{M}_{\text{факт.}}$	ε [%]
F-404-GE-100	0,442	0,414	6,295
F-100	0,682	0,686	0,685
PW-1128	0,552	0,575	4,172
PW-1120	0,594	0,526	11,473
RB199МК-104	0,496	0,447	9,926
F-101-GE-102	0,799	0,817	2,084
F100-PW-100	0,504	0,548	8,643
F100-PW-220	0,596	0,58	2,678
F110-GE-100	0,594	0,68	14,403
F404-GE-100А	0,42	0,42	0,104
TF30-P-3	0,737	0,736	0,139
RB.168-25P	0,622	0,652	4,776
М 53-Р-2	0,561	0,58	3,45
F100-ИИ-100	0,506	0,548	8,218
EJ 200	0,426	0,415	2,535
RB 199	0,44	0,416	5,373

Результат использования эмпирической зависимости (1) на двигателях, не вошедших в процесс определения коэффициентов уравнения регрессии, представлен на рис. 1.

Средняя арифметическая погрешность составила 5,93 %, что позволит с достаточно высокой степенью достоверности решать задачи по определению массы ТРДДФ на этапе проектирования и модернизации.

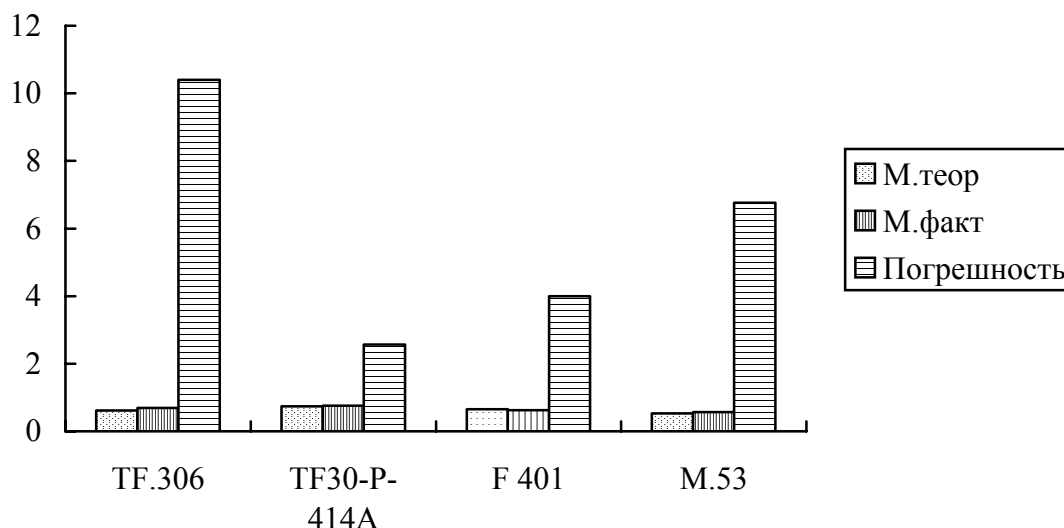


Рис. 1

Таким образом, полученная с использованием метода статистического анализа эмпирическая зависимость позволяет не только предварительно оценить массу гипотетического двигателя, но и анализировать степень влияния на его вес каждого из рассматриваемых параметров. Кроме того, имеется возможность решения обратной задачи: зная массу двигателя и ряд его параметров, можно определить значения недостающих параметров.

Литература

1. Коровкин В. Д., Литвинов Ю. Л., Цховребов М. М. Поэлементный метод расчета размеров и массы ГТД на первом этапе машинного проектирования авиационных двигателей. Авиационные двигатели. № 5...6. М.: ЦИАМ, 1977 г. 50 с.
2. Коровкин В. Д., Цховребов М. М. Труды V научных чтений по космонавтике, посвященных памяти выдающихся советских ученых – пионеров освоения космического пространства. М., 1983 г. 148 с.
3. Бородич Л. И., Герасимович Л. И., Кеда Н. П., Мелешко И. Н. Справочное пособие по приближенным методам решения задач высшей математики. Мн., Вышш. шк., 1986 г. 150 с.
4. Техническая информация // ЦАГИ. № 23–24. 1978 г. 55 с.

АНАЛИЗ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ СЛУЧАЙНОЙ СТРУКТУРЫ

Д. И. Шипица, Б. М. Вервейко, С. Г. Дубовский

В настоящее время все чаще возникает необходимость оценки качества функционирования динамических систем случайной структуры (ДССС) с целью совершенствования их структуры, характеристик, оптимизации условий работы [1].

Для исследования качества таких систем могут использоваться метод статистических испытаний, метод весовых функций, метод частотных характеристик и т. д. Однако наиболее приемлемым является метод, изложенный в [1, 2]. Метод основан на представлении функционирования ДССС непрерывным случайным марковским процессом.

Состояние l ДССС в общем виде описывается векторным уравнением [1]

$$\dot{Y}^{(l)} = D^{(l)}(t)\varphi^{(l)}(\vec{Y}, t) + H^{(l)}(\vec{Y}, t)V(t), \quad (1)$$

где $D^{(l)}(t)$ – матрица порядка $m \times m$ с компонентами $d_{kr}^{(l)}(t)$; $\varphi^{(l)}(\vec{Y}, t)$ – векторная нелинейная функция с компонентами $\varphi_1^{(l)} \dots \varphi_m^{(l)}$; $H(\vec{Y}, t)$ –