

УДК 629.7:681.324

Санько А. А. УО «Белорусская государственная академия авиации» (БГАА), Беларусь
Шейников А. А. УО «Военная академия Республики Беларусь» (ВАРБ), Беларусь

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ ТУРБОКОМПРЕССОРА ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД НА ОСНОВЕ РЕГРЕССИОННОГО АНАЛИЗА И НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

Цель работы. Обоснование выбора типа математических моделей датчиков температуры газа за турбиной турбокомпрессора вертолетного газотурбинного двигателя по критерию минимума ошибки вычисления выходного параметра.

Методы исследования. Регрессионный анализ, корреляционный анализ, методы математической статистики.

Полученные результаты. В статье представлены результаты сравнительного анализа математических моделей датчика температуры газа за турбиной турбокомпрессора газотурбинного двигателя вертолета на основе регрессионного анализа и на основе многослойной нейронной сети, при полноте всей поступающей информации и при ее частичном отсутствии. Получены численные значения ошибок вычисления температуры газа, с использованием исследуемых математических моделей. Показано, что для построения адекватной математической модели датчика температуры целесообразно разделить временной интервал полета вертолета на этап взлета (посадка) и горизонтальный полет. Доказано нецелесообразность использования многослойной нейронной сети в качестве математической модели датчика температуры газа. Выбран оптимальный тип математической модели датчика температуры газа по критерию минимума ошибки вычисления выходного параметра.

Научная новизна. На основании сравнительного анализа математических моделей датчика температуры газа за турбиной турбокомпрессора газотурбинного двигателя вертолета на основе регрессионного анализа и многослойной нейронной сети установлены типы моделей датчика, которые целесообразно использовать в зависимости от этапа полета вертолета.

Практическая ценность. Разработанные рекомендации по выбору типа математической модели датчика температуры газа, в зависимости от этапа полета вертолета, позволяют уменьшить ошибки вычисления выходного параметра при отказе датчика и повысить надежность и качество управления ГТД.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; несущий винт; математическая модель датчика температуры газа; вертолет; нейронная сеть.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из средств повышения качества и надежности управления газотурбинными двигателями (далее – ГТД) является применение в программно-алгоритмическом обеспечении современных цифровых систем автоматического управления (далее – САУ) ГТД современного математического аппарата (например – математических моделей датчиков (далее – ММД)). При ограниченном объеме затрачиваемой вычислительной мощности с помощью таких моделей удается повысить надежность и качество управления ГТД [1].

Наиболее сложным, при использовании ММД, является обеспечение точности расчета выходного параметра во всей области эксплуатации датчика в реальном масштабе времени при его отказе. Это может позволить не только локализовать отказы, но и по возможности устранить их путем восстановления информации [2].

В настоящее время работы в этом направлении ведутся в России и за рубежом [1]. Например, в работе [1] предложено заменять сигнал от отказавшего датчика самолета сигналом от ММД, с учетом пяти последних значений перед его отказом. Использование такой ММД не всегда оправданно:

- не учитывается динамика изменения параметров полета ВС;
- не учитываются аппаратные возможности бортовых устройств регистрации (БУР), а именно частота считывания информации;
- не учитывается информация, поступающая от других датчиков;
- нет возможности локализовать отказы путем восстановления информации.

Основными направлениями повышения качества обработки информации, поступающей от датчиков (даже при ее частичном отсутствии),

являются методы интеллектуального анализа данных, дополняющие и развивающие классические статистические методы, а именно нейронные сети (далее – НС) [3].

В работе [2] представлена комплексная ММД ГТД самолета на основе НС. Входными параметрами такой модели являются: расход топлива, температура и давление воздуха на входе ГТД, что составляет примерно 20 % измеряемых параметров, характеризующих состояние ГТД. Данный факт может привести к неправильной идентификации параметров ГТД, особенно при недостатке информации.

Анализ литературы [1, 2, 4] показал, что исследование по выбору типов ММД применительно к особенностям эксплуатации вертолетного ГТД, не проводились.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Выполняя комплексирование информации поступающей от БУР, необходимо обосновать выбор типа ММД температуры газа за турбиной турбокомпрессора вертолетного ГТД по критерию минимума ошибки вычисления выходного параметра.

В качестве источника информации о техническом состоянии вертолетного ГТД, был выбран датчик температуры газа за турбокомпрессором –

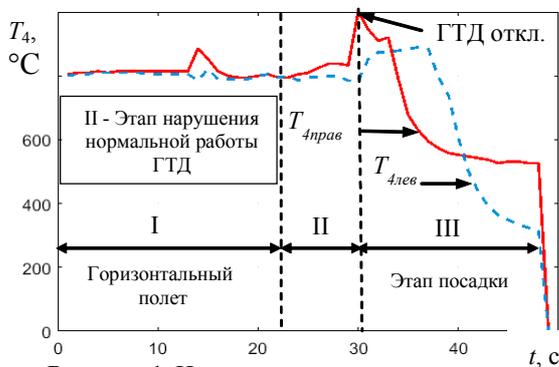


Рисунок 1. Изменение температуры газа за турбокомпрессором правого и левого ГТД

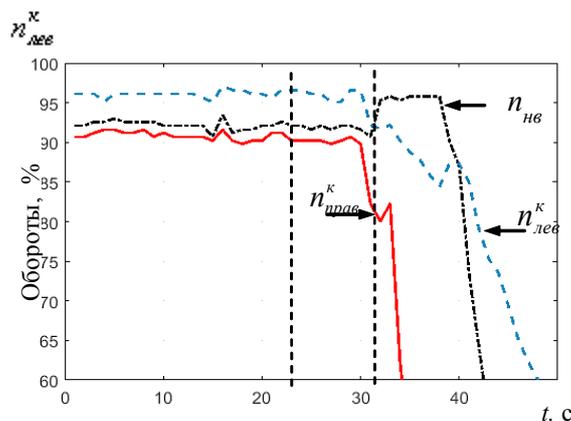


Рисунок 2. Изменение оборотов турбокомпрессора правого и левого ГТД и НВ

T_4 . Параметр T_4 является одним из информативных при контроле за тепловым состоянием ГТД и техническим состоянием его элементов. На рис. 1–2 представлены параметры ГТД, несущего винта (далее – НВ) при выпадении штифта лопатки направляющего аппарата правого ГТД, что привело к развороту лопатки на нерасчетные углы и резкому росту температуры ГТД до критических значений (рис. 1).

На рис. 1–2: $n_{нв}$ – обороты НВ; $\varphi_{ош}$ – общий шаг НВ; $n_{лев}^k, n_{прав}^k$ – обороты турбокомпрессора правого и левого ГТД; $T_{4лев}, T_{4прав}$ температура газа за турбокомпрессором правого и левого ГТД.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

1) Анализ эффективности вычисления параметра T_4 – ММД вида (1–2), при полноте всей информации поступающей от БУР. Исходные данные для построения ММД представлены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры полета вертолета, НВ и ГТД, поступающие от БУР

Параметры	V , км/ч	H , м	φ_p , град	$\varphi_{ош}$, град	n^k , %	$n_{нв}$, %
min	26	50	0	0	0	0
max	233	1333	11,1	10	95	98

В таблице 1: φ_p – положение ручки общего шага НВ; V, H – скорость и высота полета вертолета.

Исходя из результатов исследований ММД ГТД [4], для построения ММД температуры были использованы регрессионные зависимости вида:

$$T_4 = a_0 + a_1 V + a_2 H + a_3 \varphi_p + a_4 \varphi_{ош} + a_5 n^k + a_6 n_{нв}; \quad (1)$$

$$T_4 = a_0 + a_1 V + a_2 H + a_3 \varphi_p + a_4 \varphi_{ош} + a_5 n^k + a_6 n_{нв} + a_7 V^2 + a_8 H^2 + a_9 \varphi_p^2 + a_{10} \varphi_{ош}^2 + a_{11} n^k{}^2 + a_{12} n_{нв}{}^2. \quad (2)$$

Ошибка вычисления T_4 для ММД (1–2):

$$e = \left(\frac{|T_4^B - T_4^K|}{T_4^K} \cdot 100\% \right), \quad (3)$$

где T_4^B, T_4^K – вычисленная и контрольная температуры газа за турбокомпрессором ГТД, $T_4^K = (175; 577; 660; 742; 836)^\circ\text{C}$.

Величина средней ошибки вычисления для ММД (1–2):

$$e_{cp} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (e), \quad (4)$$

N – количество контрольных значений T_4^K .

На рис. 3 представлены зависимости $e = f(T_4)$, для ММД (1–2), в течение всего времени полета вертолета.

Как видно из полученных результатов:

- для ММД вида (1) – $e_{cp} = 16\%$;
- для ММД вида (2) – $e_{cp} = 13\%$;
- минимальные ошибки вычисления находятся в диапазоне рабочих температур ГТД – $T_4 = 700–800\text{ }^\circ\text{C}$. При температуре $T_4 \geq 1000\text{ }^\circ\text{C}$ – $e \geq 25\%$.

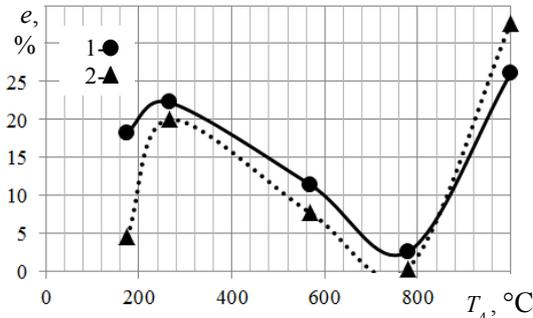


Рисунок 3. Зависимости $e = f(T_4)$, в течении всего времени полета

Результаты моделирования, при делении всего времени полета вертолета на два этапа: горизонтальный полет – этап № 1 и этап взлета (посадки) – № 2, представлены на рис. 4 и в таблице 2. Для определения типа этапа полета вертолета использовался коэффициент корреляции между $\Phi_{ош}$ и H (для горизонтального полета вертолета, коэффициент корреляции – $r_{H}^{\Phi_{ош}} \approx 0,041$ [4]).

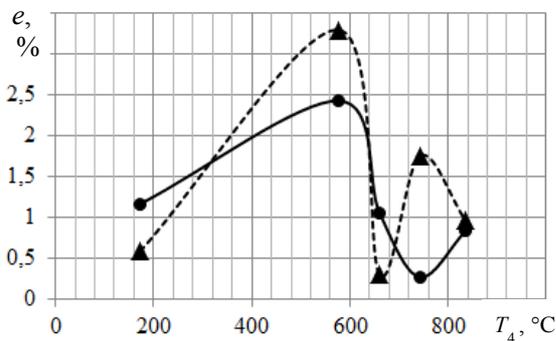


Рисунок 4. Зависимости $e = f(T_4)$, этап взлета (посадки)

При рассмотрении этапа № 1, значения T_4 рассматривались в диапазоне от 700 до 815 $^\circ\text{C}$, при $H \approx \text{const}$ и $V \approx \text{const}$.

Таблица 2. Значения $e = f(T_4)$ для ММД (1–2), этап горизонтального полета

$T_4^k, ^\circ\text{C}$	1		2	
	$T_4^B, ^\circ\text{C}$	$e_{cp}, \%$	$T_4^B, ^\circ\text{C}$	$e_{cp}, \%$
715	717	12,5	716	0,13
800	804	2	802	0,25
815	816	12	815,5	0,13

Полученные результаты моделирования (см. рис. 4 и табл. 2) позволяют сделать вывод о том, что для качественного вычисления T_4 по параметрам: $n^k, \Phi_{ош}, V, H, \Phi_p, n_{HB}$:

- целесообразно провести разделение временного интервала полета вертолета на два этапа: этап взлета (посадки) и горизонтальный полет;
- для этапа взлета (посадки) целесообразно использовать ММД вида (1) – $e_{cp} = 0,15\%$;
- для горизонтального полета целесообразно использовать ММД вида (2) – $e_{cp} = 0,17\%$.

Для количественной проверки гипотезы об адекватности ММД (1–2), был использован коэффициент детерминации – R^2 [5]. Рассматриваемые ММД (1–2) адекватны исследуемому процессу (табл. 3).

Таблица 3. Значения коэффициента детерминации для ММД (1–2)

ММД	R^2 , этап № 0	R^2 , этап № 1	R^2 , этап № 2
(1)	0,82	0,99	0,81
(2)	0,8	0,99	0,82

2) Анализ ошибки вычисления параметра T_4 ММД (1–2), при отсутствии одного из определяющего параметра. Выбор определяющего параметра – n_{HB} , обусловлен его большой статистической значимостью, табл. 4–7.

Таблица 4. Результаты статистического анализа коэффициентов ММД (1), этап горизонтального полета

Коэффициент	t-стат.	Коэффициент	t-стат.
a_1	8,80	a_4	1,51
a_2	2,62	a_5	2,58
a_3	-1,22	a_6	-2,37

Таблица 5. Результаты статистического анализа коэффициентов ММД (2), этап горизонтального полета

Коэффициент	t-стат.	Коэффициент	t-стат.
a_1	3,17	a_7	-2,58
a_2	2,2	a_8	-2,23
a_3	-0,52	a_9	0,15
a_4	-0,73	a_{10}	1,19
a_5	1,85	a_{11}	-1,81
a_6	1,49	a_{12}	-1,50

Таблица 6. Результаты статистического анализа коэффициентов ММД (1), этап взлет (посадка)

Коэффициент	t-стат.	Коэффициент	t-стат.
a_1	0,24	a_4	0,81
a_2	-5,25	a_5	15,5
a_3	0,57	a_6	6,38

Таблица 7. Результаты статистического анализа коэффициентов ММД (2), этап взлет (посадка)

Коэффициент	t-стат.	Коэффициент	t-стат.
a_1	-0,24	a_7	0,22
a_2	-0,53	a_8	0,34
a_3	-0,21	a_9	0,19
a_4	0,64	a_{10}	-0,29
a_5	-1,9	a_{11}	2,46
a_6	1,16	a_{12}	0,31

Зависимости $e = f(T_4)$, с использованием ММД (1–2), при $n_{\text{НВ}} = 0$, представлены на рис. 5 и в табл. 8.

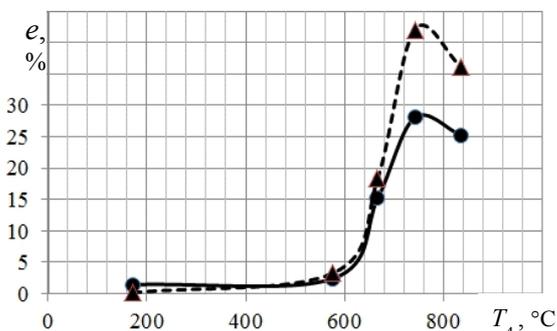


Рисунок 5. Зависимости $e = f(T_4)$, этап взлет (посадка), при $n_{\text{НВ}} = 0$

Таблица 8. Значения $e = f(T_4)$, для ММД (1–2), этап горизонтального полета, при $n_{\text{НВ}} = 0$

$T_4^K, ^\circ\text{C}$	1	2	1		2	
	$T_4^B, ^\circ\text{C}$		$e_{cp}, \%$			
715	1098	1700	53		137	
800	1183	1800	47		125	
815	1185	7900	45		870	

Анализ результатов (см. рис. 5 и табл. 8) показал, что при $n_{\text{НВ}} = 0$, для этапа взлета (посадки), а так же для этапа горизонтального полета целесообразно использовать ММД вида (1) – $e_{cp} = 14,45\%$ и $e_{cp} = 49\%$ соответственно.

Таким образом, ММД (1–2) не позволяют локализовать отказ датчика оборотов НВ, при расчете T_4 .

3) Анализ ошибки вычисления параметра T_4 нейросетевой моделью датчика температуры (далее – НСМД).

Определение модельной структуры и архитектуры НСМД является достаточно сложной задачей в силу наличия большой свободы выбора [3]. Нахождение абсолютно оптимальной структуры НСМД практически невозможно, поэтому для решения поставленной задачи определим структуру НСМД, достаточно близкую к оптимальной.

Основные этапы инженерной методики построения НСМД включают: выбор архитектуры НС; выбор структуры НС; выбор алгоритма ее обучения; анализ точности нейросетевого решения; принятие решения на основе полученных результатов.

С учетом того, что функциональная зависимость $T_4 = f(n^k, \varphi_{\text{ош}}, V, H, \varphi_p, n_{\text{НВ}})$ является нелинейной, то в качестве базовой НС была выбрана НС прямого распространения сигнала и обратного распространения ошибки, использующая нелинейные функции активации.

Количество скрытых слоев НС – c , обычно выбирается равным единице, так как при $c > 1$, качество обучения НС падает [3].

Проведенные исследования показали, что (рис. 6–7):

- вид функции активации НСМД (1 – логистическая сигмоидальная функция; 2 – гиперболическая тангенциальная функция), к существенному выигрышу в расчете значений T_4 , не приводит – ($e_{cp1} = 51,2\%$ и $e_{cp2} = 52,4\%$).

- алгоритм обучения НСМД (1 – алгоритм Ньютона; 2 – алгоритм LM Левенберга-Марквардта) не оказывает существенное влияние на результаты расчета значения T_4 ($e_{cp1} = 17\%$ и $e_{cp2} = 18,3\%$).

Величина средней ошибки вычисления для НСМД рассчитывается следующим образом:

$$e_{cp} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (e_{HC});$$

$$e_{HC} = \left(\frac{1}{Z} \right) \sum_{j=1}^z \left(\frac{T_{4NZ}^B - T_{4NZ}^K}{T_{4NZ}^K} \right) \cdot 100\%, \quad (5)$$

где Z – количество опытов по обучению НСМД.

Зависимости от количества нейронов в ее скрытом слое – N , в течение всего времени полета вертолета, представлены на рис. 8.

Как видно из полученных результатов (см. рис. 8):

- $e_{cp} = 52\%$, при $N = 12$;
- $e_{cp} = 40\%$, при $N = 24$.

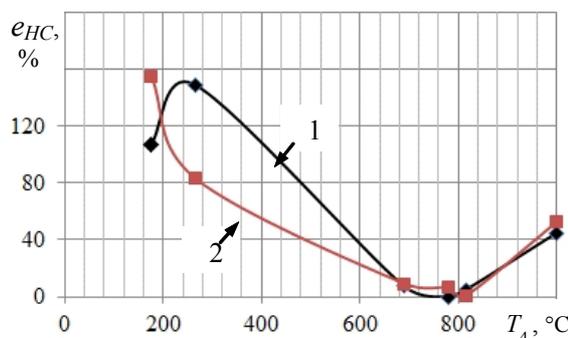


Рисунок 6. Зависимости $e_{HC} = f(T_4)$ от вида функции активации, этап взлет (посадка)

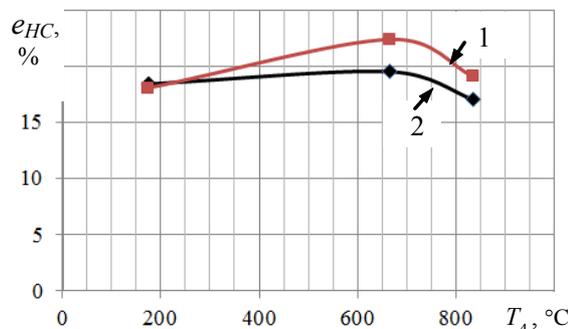


Рисунок 7. Зависимости $e_{HC} = f(T_4)$ от алгоритма обучения, этап взлет (посадка)

При увеличении числа $N = 48$, значение падает с 52 до 36 %.

Зависимости $e_{НС} = f(T_4, N)$, для этапов взлета (посадка) и горизонтального полета представлены на рис. 9–10.

Как видно из полученных результатов (см. рис. 9):

- $e_{cp} = 10,38$ %, при $N = 12$;
- $e_{cp} = 13$ %, при $N = 24$.

При увеличении числа $N = 48$, значение растет с 10,38 до 21 %, наблюдается явление «переобучения» НСМД.

Анализ результатов (см. рис. 10) показал, что для этапа горизонтального полета:

- $e_{cp} = 16$ %, при $N = 12$;
- $e_{cp} = 22$ %, при $N = 24$;

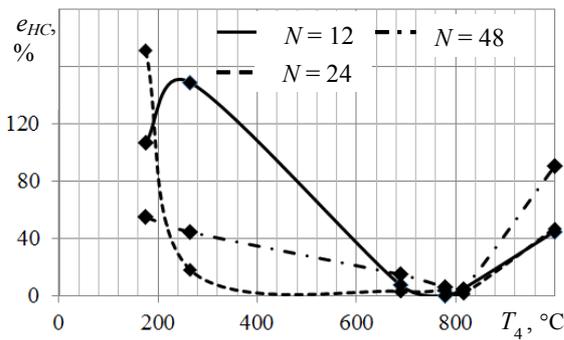


Рисунок 8. Зависимости $e_{НС} = f(T_4, N)$, в течении всего времени полета вертолета

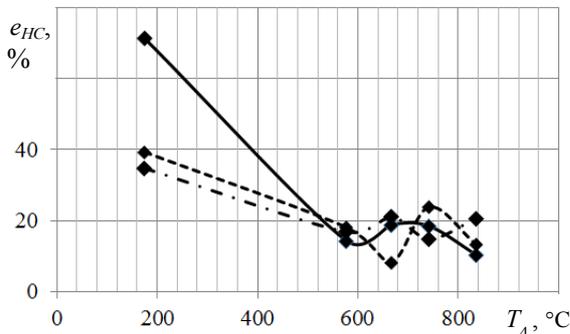


Рисунок 9. Зависимости $e_{НС} = f(T_4, N)$, этап взлет (посадка)

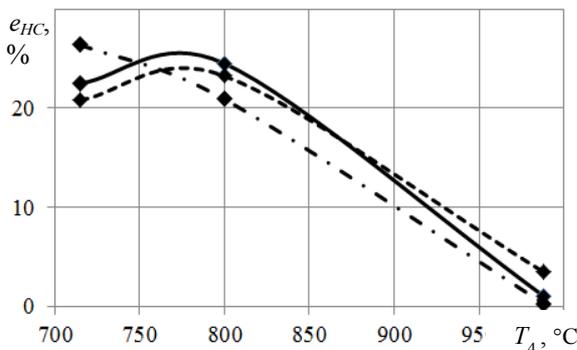


Рисунок 10. Зависимости $e_{НС} = f(T_4, N)$, этап горизонтального полета

- при увеличении числа $N = 48$, рост не более чем на 1 %;

- минимальная ошибка вычисления температуры НСМД в 50 раз выше, чем при использовании ММД (2) - $e_{cp} = 0,17$ %.

3) Анализ ошибки вычисления T_4 - НСМД, при отсутствии информации об оборотах НВ.

Сравнительный анализ результатов (см. рис. 11–12) показал, что минимальные значения e_{cp} составляют 59 % и 18,75 % в зависимости от N . Это на 10 % и на 4 % соответственно выше, чем при использовании ММД (1).

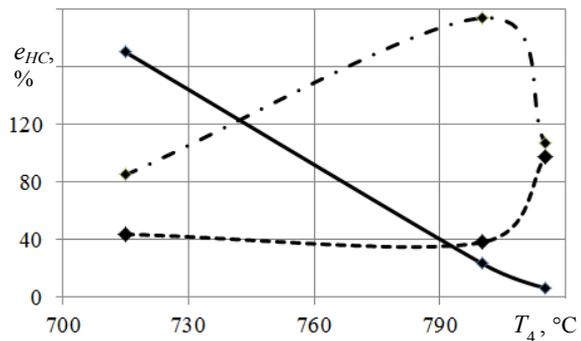


Рисунок 11. Зависимости $e_{НС} = f(T_4, N)$, этап горизонтального полета, при $n_{НВ} = 0$

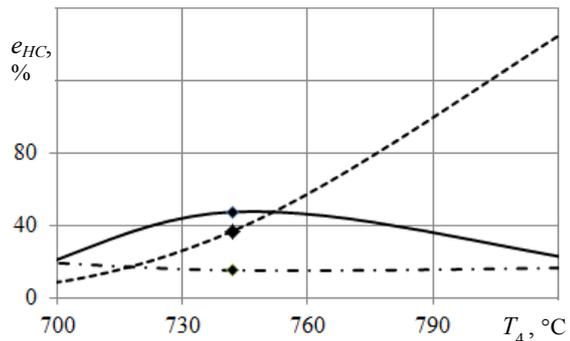


Рисунок 12. Зависимости $e_{НС} = f(T_4, N)$, этап взлет (посадка), при $n_{НВ} = 0$

На рис. 13 представлены гистограммы минимальных значений ошибок вычисления T_4 - ММД и НСМД для различных этапов полета вертолета.

Анализ полученных результатов (см. рис. 13) показал, что:

- ММД, построенные на основе регрессионного анализа работают лучше, чем НСМД на всех этапах полета вертолета. Отличия в ошибке вычисления температуры газа за турбокомпрессором вертолетного ГТД, для этапа:
 - горизонтальный полет - в 50 раз;
 - взлет (посадка) - в 10 раз.
- при неполноте поступающей информации, выигрыш так же имеют ММД на основе регрессионного анализа, разница в ошибке вычисления относительно НСМД составляет примерно 14 %.

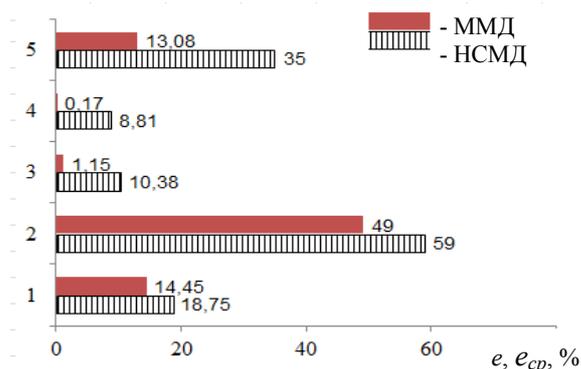


Рисунок 13. Гистограммы минимальных значений погрешности вычисления T_4 :

1 – ММД (1) и НСМД ($N = 48$), для этапа взлет (посадка), при $n_{нв} = 0$; 2 – ММД (1) и НСМД ($N = 24$), гориз. полет, при $n_{нв} = 0$; 3 – ММД (1) и НСМД ($N = 12$) этап взлет (посадка); 4 – ММД (2) и НСМД ($N = 48$) гориз. полет; 5 – ММД (1) и НСМД ($N = 12$) весь полет

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, полученные результаты расчета показывают, что:

- для построения ММД температуры газа за турбиной ГТД, целесообразно использовать параметры: ГТД, НВ и полета вертолета, такие как: $n^k, \varphi_{\text{ош}}, V, H, \varphi_p, n_{\text{нв}}$;

- для построения адекватной ММД температуры T_4 целесообразно разделить временной интервал полета вертолета на два этапа: этап взлет (посадка) и горизонтальный полет, используя при этом коэффициент корреляции между $\varphi_{\text{ош}}$ и H ;

- для вычисления температуры T_4 на этапе взлет (посадка) целесообразно использовать ММД типа (1);

- для вычисления температуры T_4 на этапе горизонтальный полет целесообразно использо-

Санько А. А.

УО «Білоруська державна академія авіації» (БДАА), Білорусь

Шейніков А. А.

УО «Військова академія Республіки Білорусь» (ВАРБ), Білорусь

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРИ ГАЗУ ЗА ТУРБІНОЮ ТУРБОКОМПРЕСОРА ГЕЛІКОПТЕРНОГО ГТД НА ОСНОВІ РЕГРЕСІЙНОГО АНАЛІЗУ І НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ

Мета роботи. Обґрунтування вибору типу математичних моделей датчиків температури газу за турбіною турбокомпресора гелікоптерного газотурбінного двигуна по критерію мінімуму помилки обчислення вихідного параметра.

Методи дослідження. Регресійний аналіз, кореляційний аналіз, методи математичної статистики.

Отримані результати. У статті представлено результати порівняльного аналізу математичних моделей датчика температури газу за турбіною турбокомпресора газотурбінного двигуна гелікоптера на основі регресійного аналізу і на основі багаточислової нейронної мережі, при повноті всієї інформації, що надходить і при її частковій відсутності. Отримано чисельні значення помилок обчислення температури газу, із використанням досліджуваних математичних моделей. Показано, що для побудови адекватної математичної моделі датчика температури доцільно розділити інтервал польоту гелікоптера на етап зльоту (посадка) і горизонтальний політ. Доказано недоцільність використання багато-

вать ММД типа (2);

- значение средней ошибки вычисления температуры T_4 НСМД мало зависит от ее структуры и алгоритма обучения;

- использование НСМД для построения математической модели датчика температуры T_4 , при полноте всей поступающей информации и ее частичном отсутствии не целесообразно, так как она проигрывает ММД на основе регрессионного анализа.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Гуревич С. О. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Гуревич С. О. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 264 с.
2. Жернаков С. В. Особенности бортовой реализации нейросетевых алгоритмов контроля и диагностики авиационных двигателей / Жернаков С. В. // Автоматизация и современные технологии. – 2007. – № 2. – С. 25–32.
3. Горбань А. Н. Обучение нейронных сетей / Горбань А. Н. – М. : СП «ПараГраф», 1990. – 159 с.
4. Гимадиев А. Г. Системы автоматического регулирования авиационных ГТД. Учеб. пособие / А. Г. Гимадиев, Е. В. Шахматов, В. П. Шорин. – Куйбыш. авиац. ин-т. Куйбышев, 1990. – 122 с.
5. Санько А. А. Методика распознавания нарушений нормальной работы авиационного двигателя по его параметрам и параметрам несущего винта с использованием регрессионного анализа / Санько А. А., Шейников А. А., Романенок С. Н. // Вестник ВАРБ. – 2018. – № 2. – С. 54–61.
6. Бараз В. Р. Корреляционно-регрессионный анализ связи показателей коммерческой деятельности с использованием программы Excel : учеб. пособие / В. Р. Бараз. – Екатеринбург : ГОУ ВПО «УГТУ–УПИ», 2005. – 102 с.

Статья поступила в редакцию 01.10.2018

шарової нейронної мережі як математичної моделі датчика температури газу. Вибраний оптимальний тип математичної моделі датчика температури газу за критерієм мінімуму помилки обчислення вихідного параметра.

Наукова новизна. На підставі порівняльного аналізу математичних моделей датчика температури газу за турбіною турбокомпресора газотурбінного двигуна гелікоптера на основі регресійного аналізу і багатошарової нейронної мережі встановлені типи моделей датчика, які доцільно використовувати в залежності від етапу польоту гелікоптера.

Практична цінність. Розроблено рекомендації щодо вибору типу математичної моделі датчика температури газу, в залежності від етапу польоту гелікоптера, дозволяють зменшити помилки обчислення вихідного параметра при відмові датчика і підвищити надійність і якість управління ВМД.

Ключові слова: газотурбінний двигун; несучий гвинт; математична модель датчика температури газу; гелікоптер; нейронна мережа.

San'ko A. A. Belarusian State Aviation Academ

Shejnykov A. A. Military Academy of the Republic of Belarus

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE MATHEMATICAL MODEL OF THE GAS TEMPERATURE SENSOR FOR TURBINE TURBO COMPRESSOR HELICOPTER GTD BASED ON REGRESSION ANALYSIS AND NEURAL NETWORKS

Objective. Justification of the choice of the type of mathematical models of gas temperature sensors behind the turbine turbine turbine compressor turbine engine according to the criterion of the minimum error calculation of the output parameter.

Research methods. Regression analysis, correlation analysis, methods of mathematical statistics.

Results. The article presents the results of a comparative analysis of mathematical models of a gas temperature sensor behind a turbine turbine compressor turbine engine of a helicopter based on regression analysis and based on a multilayer neural network, with all the incoming information complete and with its partial absence. The numerical values of the errors in calculating the gas temperature were obtained using the mathematical models under study. It is shown that to build an adequate mathematical model of a temperature sensor, it is advisable to divide the time interval of a helicopter flight into the take-off (landing) stage and horizontal flight. The inexpediency of using a multilayer neural network as a mathematical model of a gas temperature sensor has been proved. The optimal type of mathematical model of the gas temperature sensor is selected by the criterion of the minimum error of the output parameter calculation.

Scientific novelty. Based on a comparative analysis of mathematical models of the gas temperature sensor behind the turbine turbine compressor turbine engine of a helicopter based on regression analysis and a multilayer neural network, the types of sensor models that are appropriate to use depending on the phase of the helicopter flight are established.

Practical value. Developed recommendations on the choice of the type of mathematical model of the gas temperature sensor, depending on the stage of the helicopter flight, allow reducing errors in calculating the output parameter in the event of a sensor failure and improving the reliability and quality of GTE control.

Key word: gas turbine engine; bearing screw; mathematical model of the gas temperature sensor; helicopter; neural network.

REFERENCES

- Hurevych S. O. (2010) Systemy avtomaticheskoho upravleniya avyatsyonnyimi hazoturbinnyimi dvyhateliyami. M. TORUS PRESS, 264.
- Zhernakov S. V. (2007) Osobennosti bortovoj realizatsyy nejrosetevykh alhorytmov kontrolia y dyahnostyky avyatsyonnykh dvyhatelej. *Avtomatyzatsiya y sovremennye tekhnolohyy*, 2, 25–32.
- Horban' A. N. (1990) Obuchenye nejronnykh setej. M. SP «ParaHraf», 159.
- Hymadyev A. H., Shakhmatov E. V., Shoryn V. P. (1990) Systemy avtomaticheskoho rehulyrovaniya avyatsyonnykh HTD. Ucheb. posobyе Kujbysh. avyats. yn-t. Kujbyshev, 122.
- San'ko A. A., Shejnykov A. A. Romanenok S. N. (2018) Metodyka raspoznavaniya narushenyj normal'noj raboty avyatsyonnoho dvyhatelia po eho parametram y parametram nesuscheho vynta s yspol'zovanyem rehressyonnoho analiza. *Vestnyk VARB*, 2, 54–61.
- Baraz V. R. (2005) Korreliatsyonno-rehressyonnyj analiz svyazy pokazatelej kommercheskoj deiatel'nosti s yspol'zovanyem prohrammy Excel: ucheb. posobyе. Ekaterynburh. HOU VPO «UHTU–UPY», 102.