

УДК 621.387

П. Ш. АБДУЛЛАЕВ, А. ДЖ. МИРЗОЕВ

Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан

## ПРИМЕНЕНИЕ ГЕНЕТИЧЕСКИХ АЛГОРИТМОВ ПРИ ДИАГНОСТИРОВАНИИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

В статье рассматривается исследование оптимизационной задачи многомерного регрессионного уравнения, описывающего техническое состояние авиационного газотурбинного двигателя с применением генетического алгоритма. В соответствии с разработанной методикой, был проведен анализ технического состояния двигателя. Сначала состояние оценивалось по результатам анализа изменений коэффициентов влияния в модели. Далее, была рассмотрена методика определения возможного максимума выходного параметра в регрессионном уравнении, описывающее исправное состояние двигателя на основе значений сформированных диапазонов коэффициентов влияния. Приведены удовлетворительные результаты применения генетического алгоритма по оптимизации выходного параметра линейного многомерного регрессионного уравнения.

**Ключевые слова:** авиационный двигатель, техническое состояние, диагностика, многомерная регрессия, генетический алгоритм

### Введение

Одним из современных подходов, применяемых при диагностировании авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), является генетический алгоритм (ГА) [1, 4, 5]. ГА применяется как эффективный оптимизационный инструмент для получения параметров узлов двигателя, которые определяют набор предикторных зависимых параметров посредством нелинейной модели ГТД. В результате такой оптимизации предсказывается наилучшие измерения. Решение такой задачи достигается при достижении целевой функции минимального значения, которая является мерой разницы между измеренными и прогнозируемыми значениями параметров ГТД. ГА использует три типичных операции при оптимизации

1. Отбор (селекция) - выбор особей (диагностических ситуаций) для генерации нового поколения в соответствии критерия естественного отбора.
2. Кроссовер (скрещивание) - обмен информацией между двумя особями в виде обмена частей вектора параметров, в целях получения приспособленных особей.
3. Мутация - ввод новой или преждевременно утерянной информации в виде случайного обмена между случайно выбранными компонентами вектора.

На рис. 1 изображена общая схема работы любого ГА. Как видно, ГА является эффективным инструментом поиска и оптимизации. Обобщая исследование в области применения ГА можно отметить следующие отличительные их особенности [7]:

- нет никаких потребностей в производных,

поэтому может быть оптимизирована любая негладкая функция;

- можно оперировать ограничениями с различными способами, например, посредством функций штрафа или специальных операций;

- глобальный поиск используется во избежание заклинивания процесса оптимизации в локальном минимуме;

- при генерации особей нового поколения на основе текущих, вероятностные правила предпочтительны, чем детерминированные.

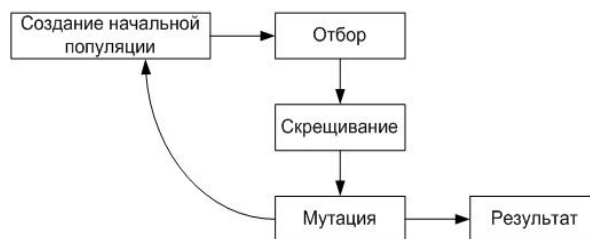


Рис. 1. Общая схема работы генетического алгоритма

Но сложность применения ГА заключается в невозможности, без изучения всей поверхности целевой функции, ответить на вопрос - является ли найденное решение глобальным или локальным минимумом, что, безусловно, сказывается на оперативности оценки текущего состояния двигателя. Несмотря на это обстоятельство, проанализируем применение ГА при диагностировании ГТД.

Так, например, в работах Зедды и Сингха [6,7]

представлено диагностирование неисправностей узлов и датчиков ГТД с помощью ГА с учетом шумов и смещений измерений. Здесь оценка технического состояния (ТС) ГТД выполнена через оптимизацию целевой функции посредством реального кодирования ГА. А для решения проблемы шумов измерений и доступности максимального числа неисправных датчиков и узлов двигателя выдвигаются определенные статистические допущения. Однако этот метод пригоден для двигателей нового поколения, где доступно относительно большое число измерений. Данная методика была применена при диагностировании трехвального двигателя RB199 [7] и двухвального двигателя с низкой степенью двухконтурности EJ200 [6] и показала высокие точности. В работах [3,6,7] показана комбинация двух подходов: диагностический подход с множествами точек эксплуатации и ГА. Здесь сформирована ГА-методика, которая базируется на многорежимную математическую модель двигателя. Этот подход пригоден для диагностики ГТД, который имеет ограниченный состав контролируемых параметров или неисправных датчиков. Он был применен к двигателю RB199 и показал хорошие результаты. Аналогичный подход был также применен к двигателю PW100, где для улучшения оценки ТС ГТД был реализован градиентный метод [2].

## 1. Постановка задачи

Анализ проведенных исследований показывает, что одним из основных задач при диагностировании авиационных ГТД является оптимальная форма уравнения регрессии, которое формируется на основе реальных полетных данных. Такое обстоятельство обуславливает применения ГА, как дополнительного инструмента при создании автоматизированных систем диагностирования ТС ГТД, что рассматривается в следующем параграфе.

### 1.1. Оптимизация множественного линейного регрессионного уравнения состояния ГТД

В этом параграфе приведем пример исследование оптимизационной задачи многомерного регрессионного уравнения. Рассмотрим математическую модель ТС ГТД, описываемую регрессионными уравнениями в виде

$$Y_i = \sum_{j=1}^n h_{ij} x_j, \quad i = \overline{1, m}, \quad (1)$$

где  $Y_i$  - выходной параметр модели (диагностируемый параметр ГТД),

$x_j$  - входные параметры модели ТС ГТД,

$h_{ij}$  - коэффициенты, идентифицируемые с помощью регрессионного анализа.

Здесь диапазон значений регрессионных коэффициентов формируется на начальном этапе эксплуатации ГТД и  $h \in \{h_{\min}, h_{\max}\}$ . Пусть заданная модель представляет собой эмпирическое уравнение в виде приближительной функции от одиннадцати параметров работы ГТД.

$$y \approx h_1 x_1 + h_2 x_2 + h_3 x_3 + h_4 x_4 + h_5 x_5 + h_6 x_6 + h_7 x_7 + h_8 x_8 + h_9 x_9 + h_{10} x_{10} + h_{11} x_{11}, \quad (2)$$

где  $x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8, x_9, x_{10}, x_{11}$  - значения входных параметров модели из возможных интервалов  $[x_{j\min}, x_{j\max}]$  для рассматриваемого режима работы ГТД,

$h_1, h_2, h_3, h_4, h_5, h_6, h_7, h_8, h_9, h_{10}, h_{11}$  - значения коэффициентов влияния в регрессионной модели, находящихся в доверительных интервалах  $[h_{j\min}, h_{j\max}]$  для рассматриваемого режима работы ГТД.

## 2. Результаты применения ГА

В соответствии с разработанной методикой, был проведен анализ ТС двигателя (Д30КУ-154), где, состояние сначала оценивалось по результатам анализа изменений коэффициентов влияния в модели:

$$V_{30} = h'_1 \cdot H + h'_2 \cdot M + h'_3 \cdot T_H^* + h'_4 \cdot P_H^* + h'_5 \cdot n_{НД} + h'_6 \cdot T_4^* + h'_7 \cdot G_T + h'_8 \cdot P_T + h'_9 \cdot P_M + h'_{10} \cdot T_M + h'_{11} \cdot V_{ПО}, \quad (3)$$

где  $h'$  - соответствующие коэффициенты влияния уравнений регрессии,

$H$  - высота полета (м),

$M$  - число Маха полета,

$T_H^*$  - температура заторможенного воздуха на входе в двигатель (С),

$P_H^*$  - давление заторможенного воздуха на входе в двигатель (кгс/см<sup>2</sup>),

$n_{НД}$  - частота вращения вала низкого давления (%),

$T_4^*$  - температура газа на выходе из турбины (С),

$G_T$  - расход топлива (кг/ч),

$P_T$  - давление топлива перед форсунками (кгс/см<sup>2</sup>),

$P_M$  - давление масла перед подшипниками (кгс/см<sup>2</sup>),

$T_M$  - температура масла в системе (С),

$V_{ПО}$  - вибрация передней опоры двигателя (мм/с).

На рис. 2-4 представлены графики, характеризующие изменение значений регистрируемых  $V_{30}$  и его возможных статистических границ, а также коэффициентов влияния  $h'$  и модулей относительных изменений коэффициентов  $\delta h' = \frac{(h' - \bar{h}_B)}{\bar{h}_B}$ , где  $\bar{h}_B$  -

базовое значение коэффициента влияния. Из графиков (рис. 4) следует, что в рассматриваемый период  $N \approx 160 \div 190$  коэффициенты  $h'_3, h'_{10}$  и  $h'_{11}$  имеют наибольшие значения относительных разностей  $\delta h'$ . Такое обстоятельство свидетельствует о нарушении регулировок топливо-регулирующей аппаратуры и существовании факторов, которые устойчиво формируют вибрацию задней опоры по каналам  $T_M$  и  $V_{ПО}$ . Если учесть, что интенсивность влияния  $V_{ПО}$  на  $V_{30}$  связана как с состоянием воздушного тракта, так и состоянием передних опор, то локализация неисправности в двигателе затрудняется. При этом, наряду с осмотром проточной части двигателя, рекомендуется проведение спектрального анализа масла. Результаты исследований спектрального анализа масла, проведенных службой диагностирования в рассматриваемый период эксплуатации, показывало наличие интенсивного износа в двигателе

Однако, данный подход не позволяет выявить максимально возможного (ожидаемого) значения вибрации  $V_{30}$  при рассматриваемых условиях полета и значениях параметров рабочего процесса исправного двигателя, что обуславливает решения задачи по нахождению его минимального или максимального значения. Здесь возникает проблема решения оптимизационной задачи.

Таким образом, требуется найти возможный максимум выходного параметра  $V_{30}$  в регрессионном уравнении, описывающее исправное состояние ГТД. С этой целью сначала были сформированы диапазоны коэффициентов влияния (табл.1). Для применения ГА по нахождению максимального значения  $V_{30}$  были определены реальные нижние и верхние границы изменения параметров двигателя (табл. 2)

В качестве примера было проведено исследование на максимальное значение параметра вибрации заднего опоры  $V_{30}$  с применением ГА в среде Statistica 10 (Statsoft) с использованием компьютера типа Notebook HP ProBook 4720s (Intel Core i3, 2.4GHz, 4 Gb ОЗУ, Windows 7 Ultimate, 64-разрядная).

Таблица 1

Диапазон изменения значений коэффициентов влияния в уравнении

$$V_{30} = h'_1 \cdot H + h'_2 \cdot M + h'_3 \cdot T_H^* + h'_4 \cdot p_H^* + h'_5 \cdot n_{НД} + h'_6 \cdot T_4^* + h'_7 \cdot G_T + h'_8 \cdot p_T + h'_9 \cdot p_M + h'_{10} \cdot T_M + h'_{11} \cdot V_{ПО}$$

Коэффициент влияния $h'$	Минимальные и максимальные значения коэффициентов влияния $h'$		
	min	max	среднее
$h'$	0,000118	0,000132	0,000125
$h'_2$	1,519595	1,675132	1,5973635
$h'_3$	-0,034081	-0,03219	-0,0331355
$h'_4$	2,707867	3,09197	2,8999185
$h'_5$	0,0174	0,019039	0,0182195
$h'_6$	0,002856	0,003143	0,0029995
$h'_7$	0,000963	0,001025	0,000994
$h'_8$	0,033125	0,035499	0,034312
$h'_9$	0,330285	0,357419	0,343852
$h'_{10}$	0,050639	0,062555	0,056597
$h'_{11}$	0,247378	0,340234	0,293806

Таблица 2

Диапазон изменения параметров двигателя в уравнении

$$V_{30} = h'_1 \cdot H + h'_2 \cdot M + h'_3 \cdot T_H^* + h'_4 \cdot p_H^* + h'_5 \cdot n_{НД} + h'_6 \cdot T_4^* + h'_7 \cdot G_T + h'_8 \cdot p_T + h'_9 \cdot p_M + h'_{10} \cdot T_M + h'_{11} \cdot V_{ПО}$$

Параметры ГТД	Основные статистические характеристики параметров ГТД			
	max	min	среднее	ст. отклонение
H	10573,33	8300	12100	566,5437
M	0,82	0,75	0,85	0,016
$T_H^*$	-50,22	-62	-34	5,2371
$p_H^*$	0,39	0,306	0,51	0,0324
$n_{НД}$	80,17	72	82	1,3399
$T_4^*$	477,3	410	500	12,8661
$G_T$	1824,17	1500	2200	140,8845
$p_T$	40,38	40	42	0,5849
$p_M$	4,02	3,9	4,2	0,0493
$T_M$	35,9	22	50	6,9421
$V_{ПО}$	6,88	5	10	1,5414

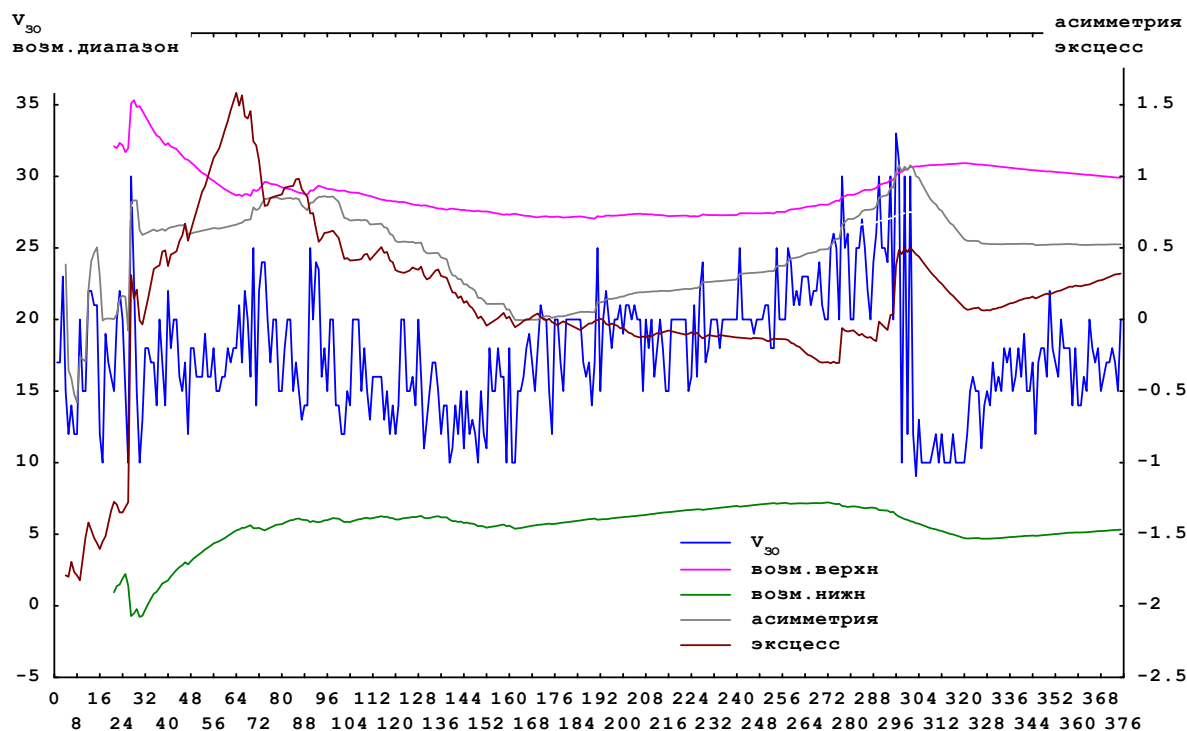


Рис. 2. Изменение значений и статистических характеристик вибрации задней опоры двигателя  $V_{30}$  в эксплуатации

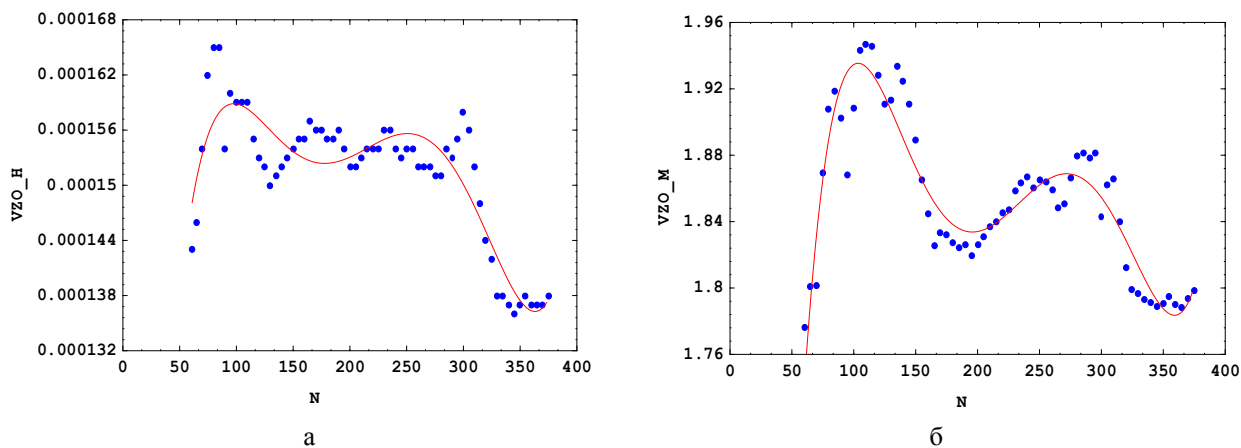
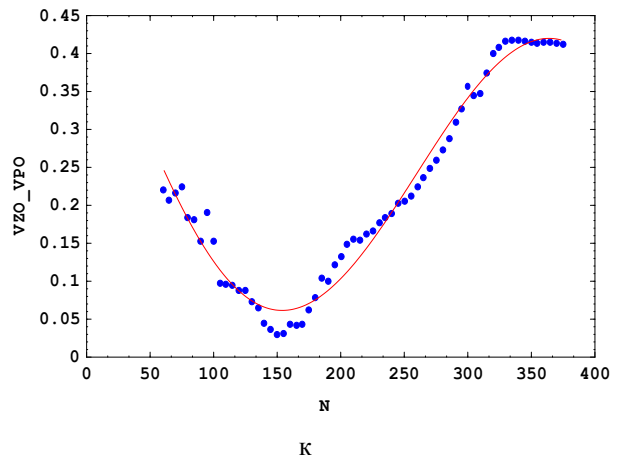
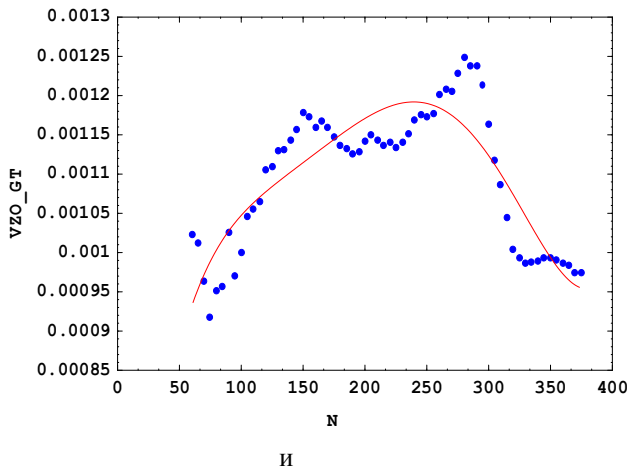
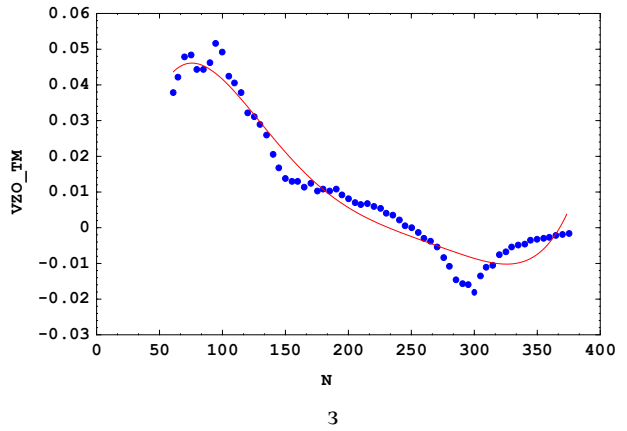
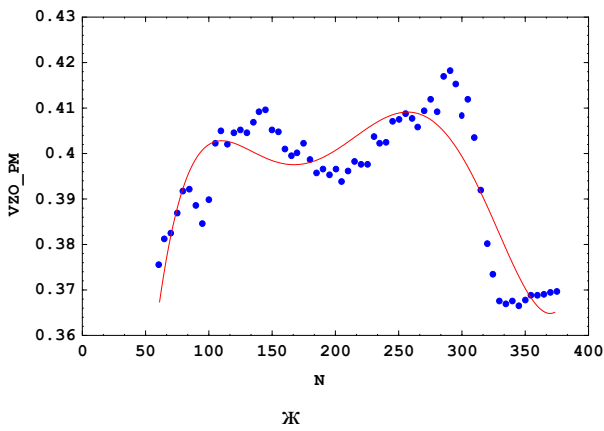
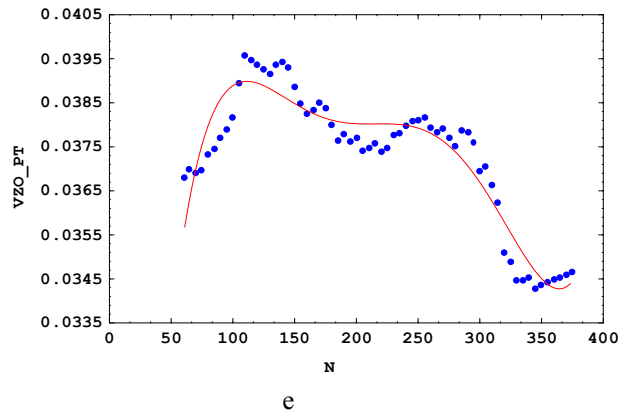
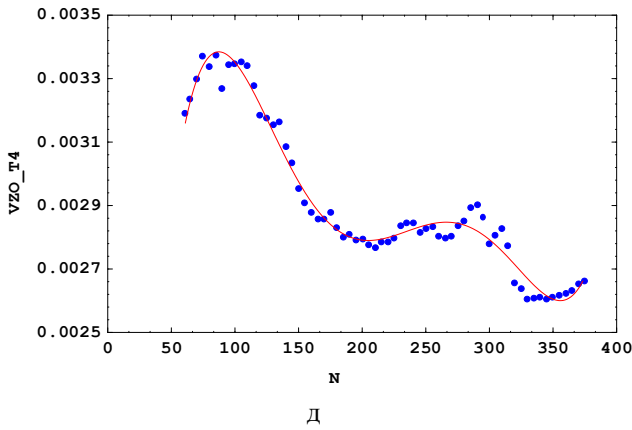
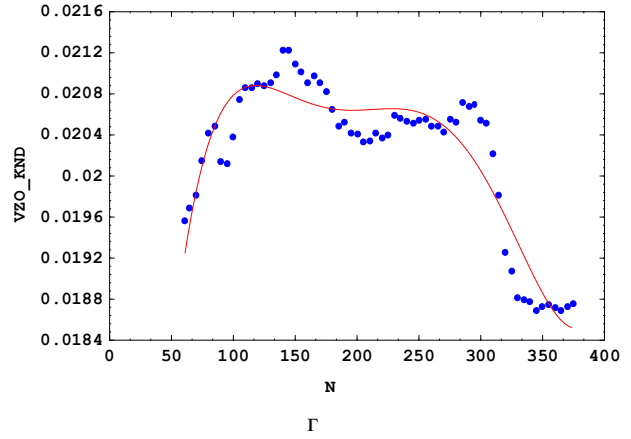
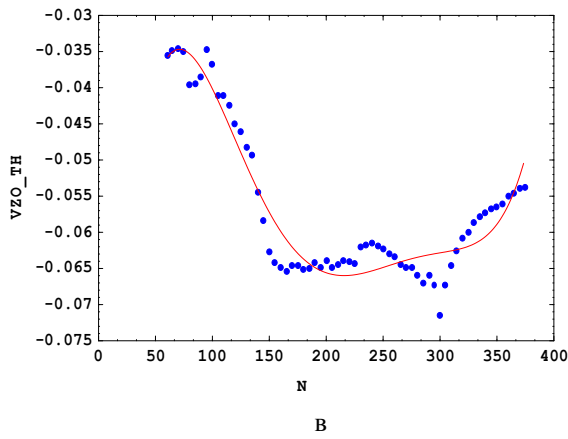
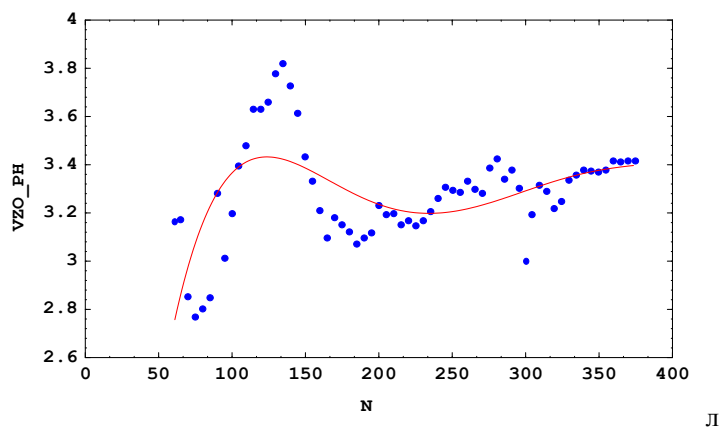


Рис. 3. Изменение значений коэффициентов влияния параметров входящих в многомерное регрессионное уравнение  $D = V_{30}$  в эксплуатации:

- а -  $VZO_H$  – влияние  $H$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_1$ ); б -  $VZO_M$  – влияние  $M$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_2$ );  
 в -  $VZO_{TH}$  – влияние  $T_H^*$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_3$ ); г -  $VZO_{KND}$  – влияние  $n_{HD}$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_5$ );  
 д -  $VZO_{T4}$  – влияние  $T_4^*$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_6$ ); е -  $VZO_{PT}$  – влияние  $p_T$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_8$ );  
 ж -  $VZO_{PM}$  – влияние  $p_M$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_9$ ); з -  $VZO_{TM}$  – влияние  $T_M$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_{10}$ );  
 и -  $VZO_{GT}$  – влияние  $G_T$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_7$ ); к -  $VZO_{VPO}$  – влияние  $V_{PO}$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_{11}$ );  
 л -  $VZO_{PH}$  – влияние  $p_H^*$  на  $V_{30}$  (коэффициент  $h'_4$ ); N- число полетов



Продолжение рис. 3.



Окончание рис. 3.

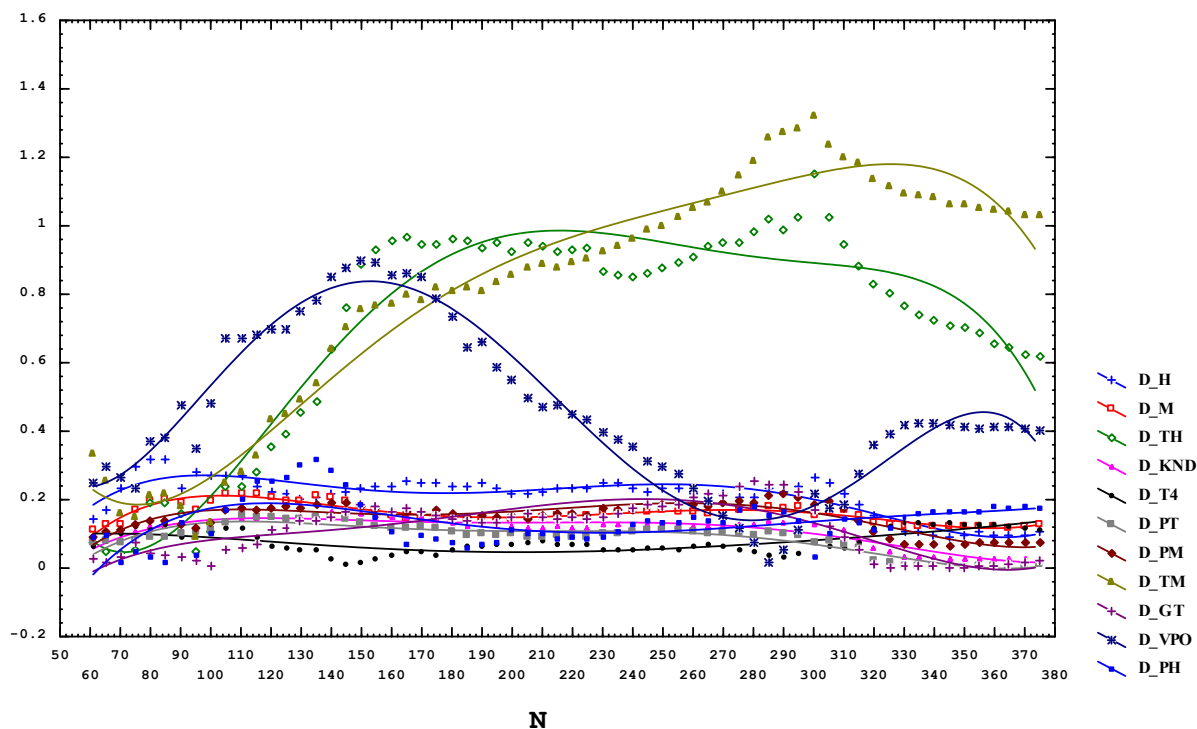


Рис. 4. Изменение модулей относительных разностей коэффициентов влияния в уравнении  $D = V_{30}$  :  
 $D_H$  – высоты полета;  $D_M$  – числа Маха полета;  $D_{TH}$  – полной температуры наружного воздуха;  
 $D_{KND}$  – частоты вращения ротора НД;  $D_{T4}$  – температуры газа за турбиной;  $D_{PT}$  – давления топлива перед форсунками;  $D_{PM}$  – давления масла на входе двигателя;  $D_{TM}$  – температуры масла на входе двигателя;  $D_{GT}$  – мгновенного расхода топлива;  $D_{VPO}$  – вибрации ПО;  $D_{PH}$  – полного давления воздуха на входе двигателя,  $N$  – число полетов

Оптимизация уравнения с выходным параметром  $V_{30}$  была проведена при минимальных, средних и максимальных значениях ( $h_{j\min}$ ,  $h_{j\max}$  и  $h_{j\text{сред.}}$ ) коэффициентов влияния (рис.2.). Основными параметрами для всех случаев оптимизации были приняты: количество популяции 40; число генераций 100; вероятность кроссовера 0,7; вероятность мутации 0,09091; количество потомков 1000. Результаты приведены в таблице 3. Время расчета для всех вариантов, составляло, около 0,8 сек.

Результаты применения ГА показывают, что максимально возможное (ожидаемое) значение вибрации  $V_{30}$  при рассматриваемых условиях полета и значениях параметров рабочего процесса исправного двигателя, не превышает 15 мм/сек (см. табл. 3). Однако, реальные значения вибрации  $V_{30}$  двигателя практически или намного превышали  $V_{30\text{opt}}$  или оказывались ниже него, что свидетельствовал о присутствии неисправностей в системах, в том числе механическом разрушении роторных узлов (см. рис. 2).

Особенность применения ГА при решении такой задачи заключается в следующем. Чем стартовое разнообразие меньше, тем меньше вероятность получить хорошие решения ещё на этапе генерации популяции, но развитие эволюционного процесса идёт дольше.

Таблица 3  
Результаты применения ГА при оптимизации  
выходным параметром  $V_{30}$

Параметры ГТД	Значения параметров ГТД, обеспечивающие $V_{30opt}$		
	При $h_{i\text{сред}}$	При $h_{i\text{min}}$	При $h_{i\text{max}}$
H	8300,003	8300	8300,005
M	0,75	0,75	0,75
$T_n^*$	-50,22	-50,22	-50,22
$p_n^*$	0,306	0,306	0,306
$n_{пл}$	72,00002	72,00002	72,00001
$T_4^*$	410	410	410,0001
$G_T$	1500	1500	1500
$p_T$	40	40	40,00003
$p_M$	3,9	3,900001	3,900001
$T_M$	22,00001	22	22,00002
$V_{ПЮ}$	5	5	5,000002
$V_{30opt}$	14,24723	13,49157	15,00289

То есть с одной стороны, есть опасность в пропуске правильного решения с изначальным попаданием в локальный максимум. В случае удачной стартовой популяции большее число шагов позволит лучше приблизиться к ответу. Соответственно вариант с большой популяцией менее подвержен опасности попадания в локальный максимум, но имеет меньше возможностей для улучшения найденных решений. Но вариант с большим числом популяции и поколений даёт наилучшие результаты как комбинация вышеуказанных достоинств.

### Заключение

Исследования показывают, что применение ГА при диагностировании ТС ГТД с применением эмпирической модели состояния, полученной для рассматриваемых условий полета и значений параметров рабочего процесса исправного двигателя, позволяет улучшить эффективность принимаемых решений по дальнейшей эксплуатации.

Следует отметить, что применение данного подхода также позволяет обеспечить оптимальное управление работой ГТД с точки зрения получения максимальной тяги при возможном минимальном удельном расходе топлива. При такой постановке задачи, применение ГА требует использование соответствующих математических моделей ГТД, который обеспечен достаточным количеством датчиков.

Исследования показывают, что в некоторых случаях вычисление ответа методом полного перебора занимал бы большого времени, что абсолютно неприемлемо для процессов диагностирования ГТД. Для сокращения времени на оптимизацию следует сократить объем данных регистрации (число измерений) до некоторого значения  $m$ , полученного экспериментальным путем. Но для  $m$  измерений должны быть соблюдены все условия формирования адекватного регрессионного уравнения для ТС ГТД. Следовательно, здесь целесообразно производить оптимизационную задачу для нескольких измерений в пределах (например,  $m = 12 \div 15$ ) и наблюдать за изменением глобального максимума. Характер изменения области или точки глобального максимума позволит принять окончательное решение об ожидаемом характере динамики выходного параметра исследуемого регрессионного уравнения.

### Литература

1. Aliev, R. A. Genetic algorithm-based learning of fuzzy neural networks. Part 1: feed-forward fuzzy neural networks [Text] / R. A. Aliev, B. Fazlollahi, R. M. Vahidov // *J. Fuzzy Sets and Systems*. – 2001. – P. 351-358.
2. Gronstedt, T. U. J. A Multi-Point Gas Path Analysis Tool for Gas Turbine Engines with a Moderate Level of Instrumentation [Text] / T. U. J. Gronstedt // *Proceedings of 15th ISABE, Bangalore, India, sept. 2001*. – P. 45.
3. Gulati, A. Multiple Operating Point Analysis Using Genetic Algorithm Optimisation for Gas Turbine Diagnostics [Text] / A. Gulati, D. Taylor, R. Singh // *Proceedings of 15th ISABE, Bangalore, India, sept. 2001*. – P. 93
4. Juang, C.-F. A TSK-Type Recurrent Fuzzy Network for Dynamic Systems ceasing by Neural Network and Genetic Algorithms [Text] / C.-F. Juang // *IEEE Trans. on Fuzzy Systems*. – 2002. - Vol. 10, Issue 2. – P. 155-170.
5. Wang, L. Rough Set Based Gas Turbine Fault Isolation Study [Text] / L. Wang // *PhD Thesis, School of Engineering, Cranfield University*. – 2010. – 200 p.
6. Zedda, M. Gas Turbine Engine and Sensor Diagnostics [Text] / M. Zedda, R. Singh // *Proceedings of 13th ISABE, 1999*.
7. Zedda, M., Singh, R. Gas turbine engine and sensor fault diagnosis using optimisation techniques [Text] / M. Zedda, R. Singh // *Journal of propulsion and power*. – 2002. – Vol. 18, issue 5. – P. 1019-1025.

### References

1. Aliev, R. A., Fazlollahi, B., Vahidov, R. M. Genetic algorithm-based learning of fuzzy neural networks. Part 1 : feed-forward fuzzy neural networks. *J. Fuzzy Sets and Systems*, 2001, pp. 351-358.

2. Gronstedt, T. U. J. A Multi-Point Gas Path Analysis Tool for Gas Turbine Engines with a Moderate Level of Instrumentation. *Proceedings of 15th ISABE, Bangalore, India, sept. 2001*, pp. 45.

3. Gulati, A., Taylor, D., Singh Multiple, R. Operating Point Analysis Using Genetic Algorithm Optimisation for Gas Turbine Diagnostics. *Proceedings of 15th ISABE, Bangalore, India, sept, 2001*, pp. 93

4. Juang, C.-F. A TSK-Type Recurrent Fuzzy Network for Dynamic Systems ceasing by Neural Network and Genetic Algorithms. *IEEE Trans. on Fuzzy Systems*. 2002, vol. 10, Issue 2, pp. 155-170.

5. Wang, L. *Rough Set Based Gas Turbine Fault Isolation Study*. PhD Thesis, School of Engineering, Cranfield University, 2010. 200 p.

6. Zedda, M., Singh, R. Gas Turbine Engine and Sensor Diagnostics. *Proceedings of 13th ISABE, 1999*.

7. Zedda, M., Singh, R. Gas turbine engine and sensor fault diagnosis using optimisation techniques. *Journal of propulsion and power*, 2002, vol. 18, issue 5, pp. 1019-1025.

*Поступила в редакцию 1.06.2016, рассмотрена на редколлегии 15.06.2016*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. А. С. Самедов, Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан.

### ЗАСТОСУВАННЯ ГЕНЕТИЧНИХ АЛГОРИТМІВ ПРИ ДІАГНОСТУВАННІ АВІАЦІЙНИХ ГТД

*П. Ш. Абдуллаєв, А. Дж. Мірзоев*

У статті розглянуто дослідження задачі оптимізації і застосуванням генетичного алгоритму багатомірного регресійного рівняння, що описує технічний стан авіаційного газотурбінного двигуна. Відповідно до розробленої методики, був проведений аналіз технічного стану двигуна. Спочатку стан оцінювався за результатами аналізу зміни коефіцієнтів впливу в моделі. Далі була розглянута методика визначення можливого максимуму вихідного параметра в регресійному рівнянні, що описує справний стан двигуна на основі значень сформованих діапазонів коефіцієнтів впливу. Отримано задовільні результати застосування генетичного алгоритму оптимізації вихідного параметру лінійного багатомірного регресійного рівняння.

**Ключові слова:** авіаційний двигун, технічний стан, діагностика, багатовимірна регресія, генетичний алгоритм

### APPLICATION OF GENETIC ALGORITHMS IN THE DIAGNOSIS OF AVIATION GAS TURBINE ENGINES

*P. Sh. Abdullayev, A. J. Mirzoyev*

A study of the optimization problem of multivariate regression equation describing the technical condition of a aviation gas turbine engine using a genetic algorithm considered in this paper. The results of the application of genetic algorithm for optimizing of the output parameter of a linear multivariate regression equation is presented. Then, the possible maximum of an output parameter in the regression equation, which describes the engine's serviceable condition based on formed ranges of an influence factors was determined. The satisfactory results of a GA use to optimize the output parameter of a linear multivariate regression equation is demonstrated.

**Key words:** aviation engine, technical condition, diagnosis, multivariate regression, genetic algorithm.

**Абдуллаєв Парвиз Шахмурад оглы** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. «ЛА и АД», Национальная Академия Авиации, Баку, Бина 25-й км, Азербайджан, e-mail: a\_parviz@mail.ru.

**Мірзоев Азер Джаваншир оглы** – канд. техн. наук, преподаватель кафедры «ЛА и АД», Национальная Академия Авиации, Баку, Бина 25-й км, Азербайджан, e-mail: azermirzoyev@gmail.com.

**Abdullayev Parviz Shahmurad** – Doctor of Science, prof., head of department “Aircrafts and aviation Engines”, National Aviation Academy, Baku, 25th km, Azerbaijan, e-mail: a\_parviz@mail.ru.

**Mirzoyev Azer Djavanshir** – Ph.D., lecturer of department “Aircrafts and aviation Engines”, National Aviation Academy, Baku, 25th km, Azerbaijan, e-mail: azermirzoyev@gmail.com.