

УДК 629.7.

АВТОМАТИЧЕСКОЕ РАСПОЗНАВАНИЕ НАРУШЕНИЙ НОРМАЛЬНОЙ РАБОТЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ВЕРТОЛЕТА ПО ЕГО ПАРАМЕТРАМ И ПАРАМЕТРАМ НЕСУЩЕГО ВИНТА

А. А. САНЬКО¹, А. А. ШЕЙНИКОВ²

¹min.777.144@mail.ru, ²af.varb.ao@yandex.ru

¹УО «Белорусская государственная академия авиации» (БГАА)

²УО «Военная академия Республики Беларусь» (ВАРБ)

Поступила в редакцию 06.06.2018

Аннотация. Представлены результаты статистического анализа изменения параметров газотурбинного двигателя и несущего винта вертолета типа Ми-8Т при повороте лопатки направляющего аппарата компрессора на нерасчетный угол. Получены регрессионные модели влияния основных параметров газотурбинного двигателя и несущего винта вертолета на величину температуры выходных газов. Представлена методика распознавания нарушений нормальной работы газотурбинного двигателя вертолета с использованием регрессионного анализа. Предложена структурная схема комплексной системы автоматического распознавания пожара газотурбинного двигателя вертолета.

Ключевые слова: параметры газотурбинного двигателя; несущий винт вертолета; регрессионная модель; помпаж компрессора; пожар.

ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение технической безопасности авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) вертолетов в условиях нарушений их нормальной работы (потеря газодинамической устойчивости, пожар и т.д.) остается актуальной задачей. В настоящее время она решается за счет использования систем противопомпажной защиты (СПЗ) и систем сигнализации о пожаре (ССП). Определяемые этими системами нарушения нормальной работы ГТД могут быть вызваны не только внешними, но и внутренними причинами. Например эрозионным износом компрессора (что наиболее характерно для вертолетных ГТД), отказами двигательной автоматики, поломками элементов газоздушного тракта и т.д. [1].

На эксплуатируемых вертолетах типа Ми-8Т и их модификациях СПЗ не устанавливается, что не позволяет определить наличие помпажа компрессора или враща-

ющегося срыва в компрессоре ГТД, а отказы используемой СПП часто приводят к ее ложным срабатываниям [2].

В табл. 1 приведено количество отказов СПП на воздушных судах (ВС), приведших к авиационным инцидентам.

Таблица 1

Количество отказов СПП на ВС, приведших к авиационным инцидентам

ВС/ года	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016	Кол-во
Ми-8	1	3	2	3	1	4	2	1	1	17
Ми-24	2	2	2	2	1	2	3	2	1	16
Итого	3	5	4	5	2	6	5	3	2	34

Приведенные в табл. 1 результаты можно объяснить: старением элементной базы и использованием единственного диагностического параметра (значения напряжения термоэлектрических датчиков пожара СПП), что затрудняет процесс принятия ре-

шения и требует для обеспечения достоверности дополнительной косвенной информации (например, информации о помпаже, вибрации ГТД и т.д.) [2].

Таким образом, можно сделать вывод, что на вертолетах типа Ми-8Т система автоматического распознавания нарушений нормальной работы ГТД недостаточно эффективна. Результаты проведенных теоретических исследований подтверждаются данными эксплуатации ГТД (записями бортовых устройств регистрации (БУР) параметров полета вертолета Ми-8Т). Так, 25.03.14 г. при выполнении полета на вертолете Ми-8Т (г.п. Мачулищи) произошло выпадение штифта лопатки (рис. 1–2) направляющего аппарата правого ГТД, что привело к ее развороту на нерасчетный угол и резкому росту температуры ГТД до критического значения (рис. 3), при этом ССП не сработала. Скорость нарастания температуры за турбокомпрессором правого ГТД с 805 до 1000 °С, составила 33 °/с (рис. 3), при пороге срабатывания ССП – более 2 °/с.

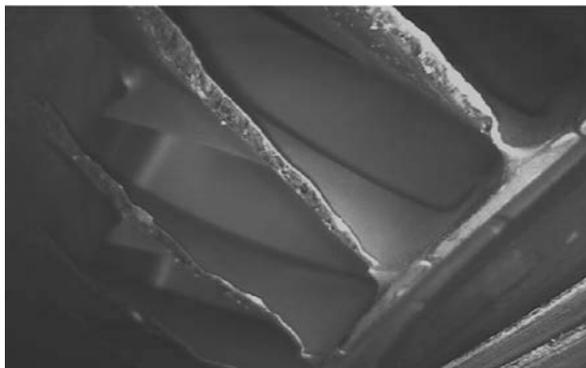


Рис. 1. Сколы лопаток 7-й ступени компрессора ГТД вследствие выпадения штифта лопатки направляющего аппарата



Рис. 2. Место установки выпавшего штифта лопатки направляющего аппарата компрессора

Помпаж ГТД не был зафиксирован (датчики помпажа на данном типе ГТД не устанавливаются, параметры вибрации ГТД автоматически не контролируются). Летчик принял решение выключить правый ГТД на основе своего профессионального опыта путем анализа (в течение 4–5 с) данных о параметрах ГТД и несущего винта (НВ). На рис. 3–4 представлено изменение параметров ГТД и НВ вертолета, обусловленное развитием указанной выше неисправности.

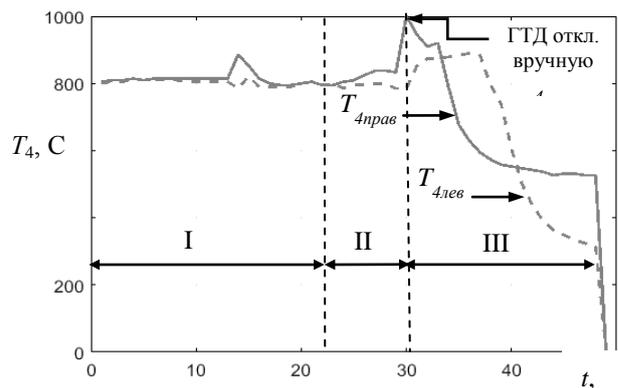


Рис. 3. Изменение температуры газа за турбокомпрессорами правого и левого ГТД: I – горизонтальный полет; II – этап нарушения нормальной работы ГТД при горизонтальном полете; III – этап посадки

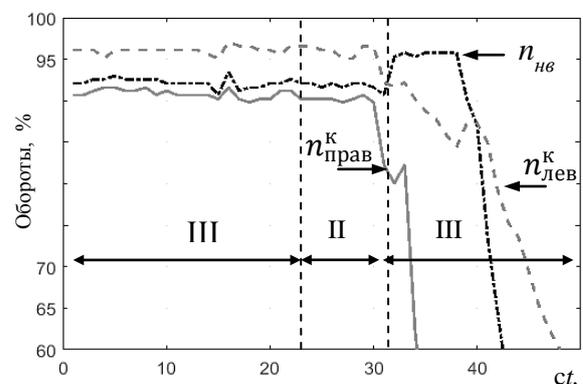


Рис. 4. Изменение оборотов турбокомпрессоров правого и левого ГТД и оборотов НВ

На рис. 3–4: $n_{нв}$ – обороты НВ; $n_{лев}^k$, $n_{прав}^k$ – обороты турбокомпрессоров правого и левого ГТД; $T_{4лев}$, $T_{4прав}$ – температура газа за турбокомпрессорами правого и левого ГТД.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Известно, что время запаздывания вмешательства летчика в процесс управления для парирования «пассивных» отказов авиационной техники (отказов, не вызыва-

ющих непосредственно изменение сил и моментов, действующих на вертолет) при оптимальных условиях составляет – 5–10 с [3]. При квалификации пилота ниже 1-го класса, время его реакции растет по экспоненте, что в совокупности с действием других факторов может привести к серьезным авиационным инцидентам.

Проведенные исследования показали, что между параметрами ГТД, НВ и управляющими воздействиями существует корреляционная связь. Так, коэффициент корреляции между n^k и T_4 достаточно высок: этап «взлет»: $r_{n^k}^{T_4} = 0,987$; «горизонтальный полет»: $r_{n^k}^{T_4} = 0,981$; «посадка»: $r_{n^k}^{T_4} = 0,987$ (по шкале Чеддока [6], при $r = 0,7–0,9$ корреляционная связь считается сильной). Значение коэффициента $r_{n^k}^{T_4}$ определялось путем статистической обработки параметров полета вертолета типа Ми-8. Корреляционная связь между параметрами ГТД, НВ и управляющими воздействиями определяется аналитическим путем, путем использования математических моделей, а также путем составления эмпирических формул.

Таким образом, изменение значений корреляционных связей между параметрами ГТД и НВ можно использовать для разработки методики распознавания нарушений нормальной работы ГТД по его параметрам и параметрам НВ.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Проведенные исследования показали, что:

– нарушение нормальной работы ГТД характеризуется повышением уровня вибрации, уменьшением частот вращения роторов ГТД, ростом температуры газов за турбиной [5] и (рис. 3–4);

– мощность, передаваемая на НВ, зависит от суммарной мощности, отбираемой от двух ГТД, а значит, неисправность одного ГТД может привести к изменению оборотов НВ.

Уравнение динамики ГТД относительно T_4 , имеет вид [6]:

$$T_d \frac{dT_4}{dt} + T_4(t) = K_{TG} T_d \frac{dG(t)}{dt} + (K_{TG} +$$

$$+ K_{nG} K_{Tn}) G(t) + K_{n\Phi_{\text{ош}}} K_{Tn} n^k(t),$$

где $G(t)$ – расход топлива; T_d – постоянная времени ГТД; K_{TG} , K_{nG} , K_{Tn} , $K_{n\Phi}$ – коэффициенты усиления ГТД как объекта регулирования по T_4 от G , n^k от G , T_4 от n^k , n^k от $\Phi_{\text{ош}}$, где $\Phi_{\text{ош}}$ – общий шаг НВ.

Таким образом, из полученных результатов исследований следует, что: $T_4 = f(n^k, \Phi_{\text{ош}})$, и $n_{\text{нв}} = f(n^k, \Phi_{\text{ош}}, T_4)$.

Исходя из вида статических характеристик коэффициентов усиления АД (как объекта регулирования) [6], для анализа функциональных зависимостей $T_4 = f(n^k, \Phi_{\text{ош}})$ и $n_{\text{нв}} = f(n^k, \Phi_{\text{ош}}, T_4)$ были выбраны регрессионные модели – линейная и нелинейная (в виде полного квадратичного уравнения [7]):

$$n_{\text{нв}} = a_0 + a_1 T_{4\text{прав}} + a_2 T_{4\text{лев}} + a_3 n_{\text{прав}}^k + a_4 n_{\text{лев}}^k + a_5 \Phi_{\text{ош}}; \quad (1)$$

$$n_{\text{нв}} = a_0 + a_1 T_{4\text{прав}} + a_2 T_{4\text{лев}} + a_3 n_{\text{прав}}^k + a_4 n_{\text{лев}}^k + a_5 \Phi_{\text{ош}} + a_6 T_{4\text{лев}} T_{4\text{прав}} n_{\text{лев}}^k n_{\text{прав}}^k \Phi_{\text{ош}} + a_7 (T_{4\text{прав}})^2 + a_8 (T_{4\text{лев}})^2 + a_9 (n_{\text{прав}}^k)^2 + a_{10} (n_{\text{лев}}^k)^2 + a_{11} (\Phi_{\text{ош}})^2. \quad (2)$$

$$T_{4\text{лев}} = a_0 + a_1 n_{\text{лев}}^k + a_2 \Phi_{\text{ош}}; \quad (3)$$

$$T_{4\text{лев}} = a_0 + a_1 n_{\text{лев}}^k + a_2 \Phi_{\text{ош}} + a_3 n_{\text{лев}}^k \Phi_{\text{ош}} + a_4 (n_{\text{лев}}^k)^2 + a_5 (\Phi_{\text{ош}})^2. \quad (4)$$

Для $T_{4\text{прав}} = f(n_{\text{прав}}^k, \Phi_{\text{ош}})$ вид регрессионных моделей (3–4) аналогичен.

Проверка гипотезы об адекватности выбранных моделей проводилась с использованием коэффициента детерминации – R^2 [4]. Результаты регрессионного анализа представлены в табл. 2–4.

Таблица 2

Значения коэффициента детерминации для моделей вида (1–2)

Вид модели	R^2 , на I этапе	R^2 , на II этапе	R^2 , на III этапе
(1)	0,66	0,61	0,98 (прав. ГТД выкл.)
(2)	0,84	1	0,99 (прав. ГТД выкл.)

Таблица 3

Значения коэффициента детерминации для моделей вида (3–4)

Вид модели	R^2 , на I этапе	R^2 , на II этапе	R^2 , на III этапе
(3)	0,35 – для лев. ГТД; 0,23 – для прав. ГТД	0,43 – для ГТД лев.; 0,53 – для ГТД прав.	0,97 – для ГТД лев.; 0,95 – для ГТД прав.
(4)	0,45 – для лев. ГТД; 0,37 – для прав. ГТД	0,5 – для ГТД лев.; 0,96 – для ГТД прав.	0,99 – для ГТД лев.; 0,99 – для ГТД прав.

Таблица 4

Результаты регрессионного анализа для модели (4), для II этапа

Коэффиц. ГТД прав. (нарушение норм. работы)	t -стат.	Коэффиц. ГТД лев.	t -стат.
a_1	-1,1	a_1	-0,59
a_2	-4,3	a_2	0,12
a_3	4,9	a_3	-0,06
a_4	0,83	a_4	0,61
a_5	2,48	a_5	-0,43

Из полученных результатов (табл. 2–4) можно сделать следующие выводы:

1. Линейная регрессионная модель типа (1), для I и II этапов не адекватна исследуемому процессу ($R^2 = 0,66$ и $0,61$ соответственно, при $R^2_{кр} = 0,7$ [4]);

2. Проверка на значимость коэффициентов нелинейной регрессионной модели вида (2) для I и II этапов по t -критерию ($t_{кр} = 1,96$) показала, что с вероятностью $0,95$ влияние используемых параметров $a_1 \dots a_{11}$ носит случайный характер.

3. Линейная регрессионная модель типа (3), для I и II этапов не адекватна исследуемому процессу ($R^2 = 0,23 - 0,53$) (табл. 3);

Таким образом, с целью анализа технического состояния ГТД для I и II этапов, регрессионные модели (1–3) использовать не целесообразно.

4. В отношении II этапа, нелинейная модель типа (4) для неисправного ГТД (в отличие от исправного ГТД) адекватна исследуемому процессу ($R^2 = 0,96$). Это объясняется нелинейностью изменения $T_{4\text{прав}}$ относительно $n_{\text{прав}}^k$ (см. рис. 3–4). Причем

коэффициенты регрессионной модели (4) – a_2, a_3, a_5 имеют знак, противоположный знаку аналогичных коэффициентов, для исправного ГТД (табл. 4).

6. Для III этапа, нелинейные модели типа (2) и (4) (как для исправного, так и для неисправного ГТД) адекватны исследуемому процессу ($R^2 = 0,99$) (табл. 3). Значимыми коэффициентами являются a_4, a_6, a_{10}, a_{11} . С учетом того, что неисправный ГТД на данном этапе выключен, то полученные результаты целесообразно использовать только для анализа работы исправного ГТД.

Вывод: полученные выше отличия в знаках коэффициентов регрессионной модели типа (4) для II этапа целесообразно использовать для разработки методики распознавания нарушения нормальной работы ГТД, используя значения: T_4, n^k и $\Phi_{\text{ош}}$.

Для автоматического определения этапа полета вертолета предлагается рассчитывать коэффициент корреляции между $\Phi_{\text{ош}}$ и H . Значение коэффициента $r_{H\text{ГП}}^{\Phi_{\text{ош}}}$ рассчитывалось как:

$$r_{H\text{ГП}}^{\Phi_{\text{ош}}} = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M r_{H\text{ГП}j}^{\Phi_{\text{ош}}},$$

где $j=1, M$ – количество записей полетов вертолетов; $r_{H\text{ГП}j}^{\Phi_{\text{ош}}}$ – значение коэффициента для каждой записи полета. При $M = 30$; $H \approx \text{const}$ и $V \approx \text{const}$ – $r_{H\text{ГП}}^{\Phi_{\text{ош}}} = 0,041$.

На рис. 5 представлена гистограмма распределения значений случайной величины $r_{H\text{ГП}}^{\Phi_{\text{ош}}}$.

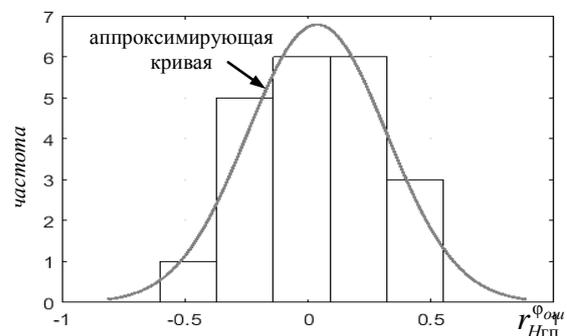


Рис. 5. Гистограмма распределения значений случайной величины $r_{H\text{ГП}}^{\Phi_{\text{ош}}}$

Выполненный тест Колмогорова–Смирнова показал, что распределение генеральной совокупности значений параметра

$r_{H_{ГП}}^{\phi_{ош}}$ не противоречит стандартному нормальному закону (при критическом уровне значимости 0,05 [7]).

Таким образом, расчет порогового значения доверительной границы параметра $r_H^{\phi_{ош}}$, должен выполняться с учетом нормального закона распределения величины $r_{H_{ГП}}^{\phi_{ош}}$.

Таким образом, с учетом полученных результатов, разработанная методика имеет вид (рис. 6).

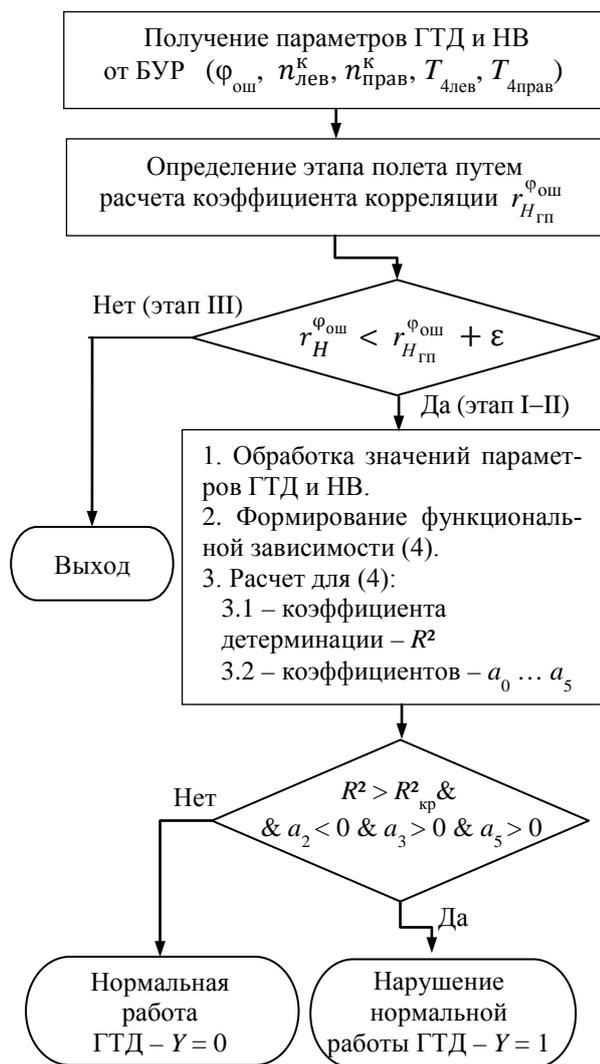


Рис. 6. Методика распознавания нарушения нормальной работы ГТД с использованием регрессионного анализа

На основе разработанной методики предложена структурная схема комплексной системы автоматического распознавания пожара ГТД вертолета (рис. 7).

На рис. 7 k_1 , k_2 – степени принадлежности признаков X (от ССП) и Y (рис. 6)

к D -му классу технического состояния ГТД (определяются методом экспертного опроса); M^D – четкое решение о техническом состоянии ГТД ($M^D > a$) – пожар ГТД, при ($M^D < a$) – пожар ГТД отсутствует; a – порог принятия решения.

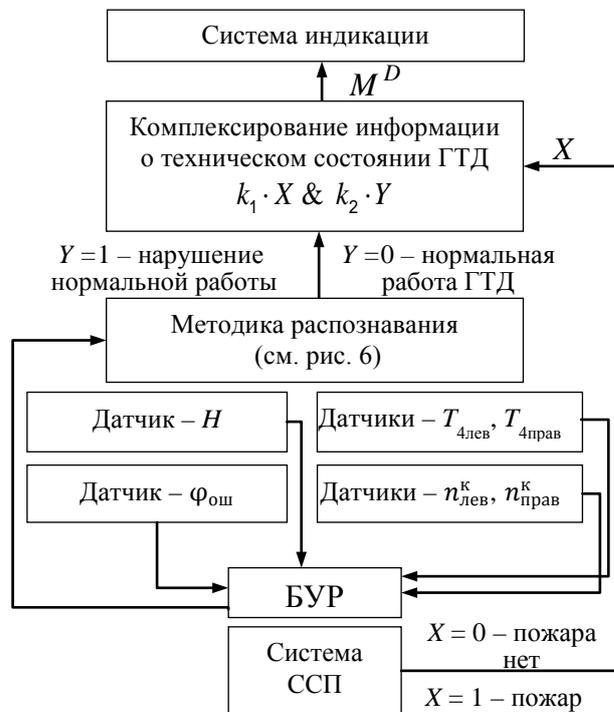


Рис. 7. Структурная схема комплексной системы автоматического распознавания пожара ГТД вертолета

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье представлены результаты статистического анализа значений параметров ГТД и НВ вертолета при поломке элементов направляющего аппарата турбокомпрессора ГТД. Получены многопараметрические регрессионные модели совместного влияния параметров ГТД и НВ на величину температуры газа за турбиной при нормальной работе ГТД и ее нарушении. В результате проведенных исследований, полученных многопараметрических регрессионных моделей, были выявлены их отличительные особенности, значимые коэффициенты и степени адекватности исследуемому процессу.

На основании результатов исследований разработана методика распознавания нарушений нормальной работы ГТД типа ТВ2-117 с использованием регрессионного

анализа. Предложенную методику можно также применять для распознавания нарушений нормальной работы ГТД типа ТВЗ-117 и ВК-2500. Кроме того, предложена структурная схема комплексной системы автоматического распознавания пожара ГТД вертолета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Гуревич С. О.** Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. 264 с. [S. O. Gurevich, *Automatic control systems for aviation gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: TORUS PRESS, 2010.]
2. **Шейников А. А., Коваленко А. М., Санько А. А.** Применение теории нечеткой логики в алгоритмах распознавания ложных срабатываний бортовых систем сигнализации о пожаре // Академические жуковские чтения: сб. материалов. V Междунар. науч.-практ. конф., Воронеж, 22–23 ноября 2017 г. / ВУНЦ ВВС ВВА. Воронеж, 2017. С. 159–164. [A. A. Sheynikov, A. M. Kovalenko, A. A. Sanko, "Application of the theory of fuzzy logic in algorithms for detecting false alarms of on-board fire alarm systems", (in Russian), in *Akademicheskie Zhukovskie chteniya: sb. materialov*, pp. 159-164, 2017.]
3. **Лысенко Н. М.** Безопасность полетов летательных аппаратов / под редакцией Лысенко Н. М., КВВИУ, 1989 г., 206 с. [N. M. Lysenko, *Safety of flights of aircraft*, (in Russian). KVVU, 1989.]
4. **Бараз В. Р.** Корреляционно-регрессионный анализ связи показателей коммерческой деятельности с использованием программы Excel: учеб. пособие. Екатеринбург: ГОУ ВПО «УГТУ–УПИ», 2005. С. 102. [V. R. Baraz, *Correlation-regression analysis of the correlation of indicators of commercial activity with the use of the Excel program*, (in Russian). Ekaterinburg: GOU VPO "USTU-UPI", 2005.]
5. **Токарев В. П., Кудашов Д. Д.** Система диагностирования предпомпажного состояния газотурбинного двигателя // Вестник УГАТУ. 2014. Т. 18, № 1 (62). С. 73–78. [V. P. Tokarev, D. D. Kudashov, "Diagnostic system of the premounting state of a gas turbine engine", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 18, no. 1 (62), pp. 73-78, 2014.]
6. **Гимадиев А. Г., Шахматов Е. В., Шорин В. П.** Системы автоматического регулирования авиационных ГТД: учеб. пособие. Куйбышев: Куйбыш. авиац. ин-т, 1990. 122 с. [A. G. Gimadiev, E. V. Shakhmatov, V. P. Shorin, *Automatic control systems for aviation gas turbine engines*, (in Russian). Kuibyshev: Kuibyshev. aviats. in-t., 1990.]
7. **Добрянский Г. В., Мартянова Т. С.** Динамика авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1989. 240 с. [G. V. Dobryansky, T. S. Martyanova, *Dynamics of aviation GTE*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1989.]

ОБ АВТОРАХ

САНЬКО Андрей Анатольевич, проф. каф. ВС и АО, УО БГАА. Дипл. инженер по эксплуатации приборного оборудования (ВАРБ, 1998). Канд. техн. наук по технической эксплуатации и техническому обеспечению вооружения и военной техники (ВАРБ, 2010). Иссл. в обл. технической диагностики и технической эксплуатации авиационных систем.

Шейников Алексей Алексеевич, доцент каф. АТ и В, УО ВАРБ. Дипл. инженер по эксплуатации приборного оборудования (ВАРБ, 2002). Кан. техн. наук по технической эксплуатации и техническому обеспечению вооружения и военной техники (ВАРБ, 2013). Иссл. в обл. технической диагностики и технической эксплуатации авиационных систем.

METADATA

Title: Method of recognizing violations of normal operation of the helicopter engineering with the use of registration analysis.

Authors: A. A. Sanko¹, A. A. Sheynikov²

Affiliation:

¹ Belarusian State Aviation Academy (BGAA), Republic of Belarus.

² Military Academy of the Republic of Belarus" (VARB), Republic of Belarus.

Email: ¹ min.777.144@mail.ru, ² af.varb.ao@yandex.ru

Language: Republic of Belarus.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 23, no. 1 (83), pp. 64-69, 2019. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article presents the results of a statistical analysis of the changes in the parameters of the aircraft engine and the main rotor of a Mi-8T helicopter when one guide vane is installed at a non-calculated angle, due to the failure of its gas-air path elements. A block diagram of the complex system of automatic recognition of the normal operation of an aircraft engine by its parameters and rotor parameters using regression analysis is proposed. Adequate regression models of the joint effect of the parameters of the aircraft engine and the main rotor on the temperature of the gases behind the turbocharger are obtained.

Key words: gas turbine engine; carrying screw; regression dependence; surging comp-press; fire; helicopter; measurement of parameters.

About authors:

SANKO, Andrei Anatolievich, Prof. aircraft and aircraft equipment, BGAA. Dipl. engineer for the operation of instrumentation (VARB, 1998). Cand. tech. Sci. (VARB, 2010).

SHEINIKOV, Alexey Alekseevich, Associate Professor of the Department. aircraft and weapons, VARB. Dipl. engineer for the operation of instrumentation equipment (VARB, 2002). Cand. tech. Sci. (VARB, 2013).