

активується реле контактора живлення. Контактор замикається, подається живлення на мотовентилятор. Коли температура знижується нижче 68 °С, термометричний перемикач розмикає контакт, мотовентилятор вимикається.

Контроль масляної системи двигуна здійснюється за температурою та тиском масла.

При цьому як правило, тиск та температура змінюються у зворотній пропорційності між собою. Зокрема, при підвищенні температури тиск зменшується.

Контроль масляної системи двигуна забезпечують датчик температури та датчик тиску, значення з яких відображаються на екрані VEMD.

Сигнальний індикатор низького тиску ENG. P», який керується манометричним перемикачем і спалахує, коли тиск масла падає нижче 0,9 бар.

Датчик стружки, встановлений на виході з насоса рекуперації масла, йому відповідає жовтий індикатор «ENG. CHIP» на панелі аварійної сигналізації. Плата №2 допоміжного системного блоку (ASU) забезпечує перетворення сигналу, який надходить з датчика, сигнал, який виводиться на панель сигналізації.

**УДК 629.735**

***Шмельов Ю.М., к.т.н., заступник директора з навчально-методичної та виховної роботи***

***ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0002-3942-2003>***

***Владов С.І., к.т.н., завідувач відділення***

***ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0001-8009-5254>***

***Ходін Д.С., курсант***

***Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна***

## **КОНТРОЛЬ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ВЕРТОЛЬОТІВ У ПОЛЬОТНИХ РЕЖИМАХ ЗА ДОПОМОГОЮ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ ЗІ ЗМІННОЮ ПАМ'ЯТТЮ**

Однією з найважливіших умов експлуатації сучасних авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) вертольотів за технічним станом є наявність ефективної параметричної системи моніторингу його технічного стану. Як відомо, проблема ідентифікації ГТД переважно полягає в тому, що бортові системи об'єктивного контролю записують не всі параметри роботи двигуна. Ця обставина зумовлює додаткову реєстрацію інших параметрів роботи ГТД вручну. Отже, виникає необхідність у створенні такої інформаційної системи, яка забезпечила б можливість оцінки технічного стану та вироблення точних рекомендацій щодо подальшої експлуатації ГТД як за даними ручної реєстрації, так і за даними бортових накопичувачів. У цих умовах використання нейромережевих технологій є перспективним напрямом [1, 2].

Розглянемо задачу контролю технічного стану авіаційних двигунів

вертольотів у режимі польоту в рамках глобальної задачі моніторингу на основі нейронних мереж у такій постановці. Вважається, що всі можливі стани авіаційних двигунів вертольотів можна розбити на два класи  $S_0$  (всі справні стани двигуна) і  $\bar{S}_0$  (всі несправні стани, що характеризуються наявністю хоча б одного дефекту в роботі двигуна), що поєднують споріднені стани, близькі між собою за певними інтегральними показниками. Потрібно за результатами обмеженої кількості вимірювань вектору вихідних параметрів двигуна  $Y_i(t)$ ,  $t_i \in T$  (де  $t_i$  – дискретні моменти часу;  $T$  – інтервал моніторингу), прийняти рішення про належність двигуна до одного із зазначених класів станів.

У межах задачі контролю технічного стану авіаційних двигунів вертольотів у польотних режимах (у режимі реального часу) розроблено нейромережеві алгоритми, наводиться формалізована постановка задач, формуються рекомендації щодо розв'язання даного спектра задач, пропонується інженерна методика, узагальнена схема якої приведена на рис. 1. На вхід подаються основні термогазодинамічні параметри авіаційного двигуна (реєстровані датчиками та/або обчислені за математичною моделлю).



Рисунок 1 – Блок-схема інженерної методики контролю технічного стану авіаційних двигунів вертольотів у польотних режимах

Згідно з [3] розроблена інженерної методики реалізується за допомогою LSTM мережі з пам'яттю, що варіюється (рис. 2), що дозволить дозволяє суттєво скоротити обчислювальну складність методу зворотного поширення помилки та підвищити точність моделі авіаційного двигуна вертольоту як об'єкта управління.

На рис. 2 позначено: *Control gate (sig)* – керуючий вузол із сигмоїдною функцією активації; *Recording gate (tanh)* – записуючий вузол із тангенціальною функцією активації; *Output gate (sig)* – вихідний вузол із сигмоїдною функцією активації;  $c_{t-1}$  – тензор пам'яті на попередньому кроці;  $c_t$  – тензор пам'яті на поточному етапі;  $h_{t-1}$  – тензор виходу мережі на попередньому кроці;  $h_t$  – тензор виходу мережі на поточному етапі;  $x_t$  – тензор входу на поточному кроці;  $n_t$  – тензор на виході з керуючого вузла;  $r_t$  – тензор на виході із записуючого вузла;  $W_{cn}$ ,  $W_{ln}$ ,  $W_{xn}$ ,

$W_{hr}, W_{xr}, W_{ch}, W_{hh}, W_{xh}$  – вагові коефіцієнти, що пов’язують входи з вузлами.

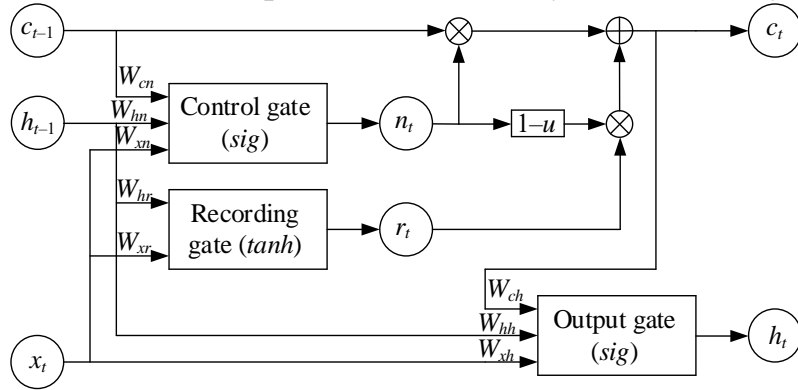


Рисунок 2 – Структура LSTM мережі зі змінною пам’яттю [3]

На рис. 3 наведено графік гіперповерхні у просторі контрольованих параметрів авіаційних двигунів вертольотів у польотних режимах (на прикладі авіаційного двигуна ТВ3-117), побудований за допомогою модифікованої LSTM мережі зі змінною пам’яттю.

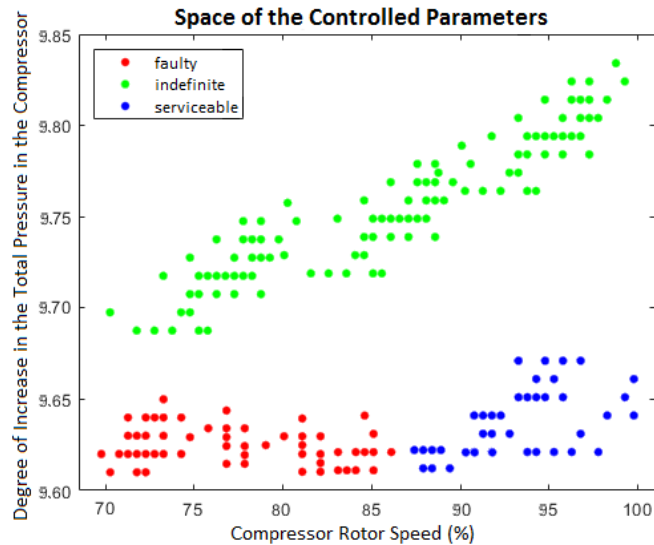


Рисунок 3 – Результати контролю технічного стану авіаційного двигуна ТВ3-117 у польотних режимах

У результаті своєї роботи навчена нейронна мережа розбила всі подані на її входи значення ступеня підвищення повного тиску в компресорі на 3 області (рис. 3), що відповідають справному (область 1), несправному (область 2) та невизначеному станам, де складно виконати поділ значень параметрів зважаючи на їх взаємне перекриття (область 3). Запропонована нейронна мережа, інтегрована в систему контролю авіаційних двигунів вертольотів, здатна в режимі реального часу співвідносити значення контрольованого параметра (ступеня підвищення повного тиску в компресорі) з однією з областей і у разі його попадання в область несправного стану – видавати сигнал про несправність, що зароджується. Ця інформація (залежно від ступеня небезпеки) може видаватися екіпажу для своєчасного прийняття правильного рішення або систему автоматичного управління двигуном і силовою установкою у цілому.

### Список літератури

1. Ідентифікація багаторежимної моделі авіаційних двигунів вертольотів у польотних режимах з використанням модифікованого градієнтного алгоритму навчання радіально-базисних нейронних мереж / Владов С.І., Дерябіна І.О., Гусарова О.В., Пилипенко Л.М., Пономаренко А.В. *Вісник Херсонського національного технічного університету*. 2021. № 4 (79). С. 52–63.
2. Complex condition monitoring system of aircraft gas turbine engine / Pashayev A. M., Askerov D.D., Ardil C., Sadiqov R.A., Abdullayev P.S. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*. 2007. Vol. 1. No. 11. Pp. 689–695.
3. Кузнецов А. В., Макарьянц Г. М. Динамическая модель газотурбинного двигателя на основе структуры LSTM с изменяемой памятью. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2020. Т. 19. № 2. С. 38–52.

УДК 621.45.037

**Яніцькій А.А., викладач**

**ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0001-5318-1915>**

**Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна**

### ЩОДО ДИНАМІКИ ФОРСОВАНИХ РЕЖИМІВ ГТД

Вимоги до льотно-технічних характеристик літака привели до суттєвого ускладнення конструктивних схем силової установки і значної інтенсифікації параметрів робочого процесу в двигунах. Сучасний газотурбинний двигун являє собою складну нелінійну динамічну систему з взаємним впливом газодинамічних і теплофізичних процесів, що протікають в його вузлах. Тому необхідно ретельне дослідження основних вузлів двигуна в системі двигуна.

Дана стаття присвячена огляду особливостей функціонування форсажної камери на всіх основних експлуатаційних режимах .

Застосування форсованих режимів на двигуні забезпечує поліпшення злітних, розгінних і маневрених характеристик літака. До динамічних процесів в двигуні відносяться процеси переходу з одного сталого режиму на інший [1].

Форсаж – режим роботи реактивних двигунів, застосований для тимчасового збільшення тяги в разі необхідності (зліт, розгін до надзвукової швидкості, маневр повітряного бою). Застосовується в основному на бойових літаках.

Запуск форсажних камер і забезпечення стійкого горіння може здійснюватися трьома способами: від електросвечі запалювання, за допомогою полум'яного воспламенителя і шляхом створення так званої вогневої доріжки.

Перші два способи мало відрізняються від способів запуску основних камер згорання. Вогнева ж доріжка являє собою струмінь мелкораспиленом запалав палива, яка може подаватися від спеціальних форсунок з основної