

УДК 681.518:519.87:004.8(045)

О.С. ЯКУШЕНКО¹, П.В. КОРОЛЬОВ¹, В.Є. МІЛЬЦОВ¹, О.І. ЧУМАК¹,
В.М. ОХМАКЕВИЧ¹¹Національний авіаційний університет, Україна**ІДЕНТИФІКАЦІЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ АВІАЦІЙНОГО
ГТД ЗА ПОЛЬОТНИМИ ДАНИМИ**

Створено нелінійну другого рівня складності математичну модель робочого процесу двигуна ПС-90А, яка дозволяє вирішувати пряму задачу визначення значень параметрів функціонування двигуна на основі відомих значень параметрів його стану та режимних параметрів. Модель використовує двомірні функціональні характеристики компресора та турбіни, які можуть бути скореговані за допомогою масштабних коефіцієнтів (параметрів стану) вузлів. Розглянуто питання ідентифікації отриманої моделі за параметрами, зареєстрованими при реальних випробуваннях двигуна. Проведено об'рунтований вибір параметрів ідентифікації моделі. Проведено ідентифікацію та сформовано модель, що описує робочий процес середньостатистичного двигуна. Наведено отримані при ідентифікації результати.

Ключові слова: математична модель робочого процесу, газотурбінний двигун, моделювання, режимні параметри, параметри робочого процесу, ідентифікація моделі, ПС-90А.

Вступ

Математична модель робочого процесу (ММП) газотурбінного двигуна (ГТД) є універсальним інструментом для вирішення цілого ряду задач: діагностування двигуна [1, 2], оптимізація процесу його використання [3...5], моніторинг ресурсних показників [5, 6], фільтрація та верифікація польотної інформації та інші. На сьогодні існує велика кількість підходів до моделювання робочого процесу двигуна та її ідентифікації. Моделі відрізняються за глибиною опису робочого процесу [7], номенклатурою режимів та підходами до їх ідентифікації.

Постановка задачі

Основною задачею дослідження є створення математичної моделі робочого процесу ГТД другого рівня складності, яка спирається на формальний опис каскадів лопаткових машин у вигляді двомірних «сіток», а також ідентифікація цієї моделі за параметрами робочого процесу, зареєстрованими штатними бортовими засобами. Як об'єкт моделювання обрано двоконтурний двигун ПС-90А [8]. Схема проточної частини двигуна показана на рис.1.

1. Загальна характеристика алгоритму математичної моделі газотурбінного двигуна

Базовий алгоритм ММП обраного типу двигуна розроблений із позицій математичного опису безупинного об'єкту. Це обумовлено тим, що в зоні експлуатаційних режимів роботи агрегату усі параметри робочого процесу (ПРП)

монотонно залежать від його геометричних характеристик [7, 9, 10].

Модель дозволяє вирішувати пряму задачу розрахунку процесу функціонування. Ця задача полягає в тому, щоб на основі відомих значень компонентів вектора параметрів стану a_i , $i = \overline{1, n_1}$, і вектора режимних параметрів b_i , $i = \overline{1, n_2}$, визначити значення компонентів вектора ПРП c_i , $i = \overline{1, n_3}$, (детальна характеристика цих векторів буде дана далі).

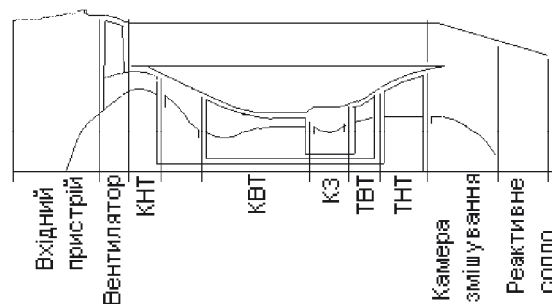


Рис. 1. Схема проточної частини ПС-90А

Слід зазначити, що кількість n_2 режимних параметрів, що входять у $[b]$, дорівнює кількості ступенів свободи робочого процесу об'єкта, і їх доцільно розділити на зовнішні режимні параметри, що визначають зовнішні умови функціонування (атмосферні умови, параметри сполучених об'єктів), і внутрішні режимні параметри, що є також параметрами робочого процесу.

При побудові ММРП не завжди можливо одержати явні залежності, що описують об'єкт, які включають у себе залежності компонент вектора $[c]$ від векторів $[a]$ і $[b]$. Однак виявилось можливим скласти з параметрів функціонування такий вектор H_z , $i = \overline{1, n_4}$, що всі інші параметри функціонування стали явними функціями його компонент, а також компонентів векторів $[a]$ і $[b]$. При цьому виявляється вектор y_i , $i = \overline{1, n_4}$, що складається з параметрів функціонування, які можна визначити подвійно: на основі різних сукупностей компонент вектора $[H_z]$, або з використанням різних частин математичного опису об'єкта. Назвемо в моделі, яку аналізуємо, компоненти вектора $[H_z]$ внутрішніми режимними параметрами каскадів, а компоненти вектора $[y]$, параметрами, що зв'язують математичний опис ГТД.

Кожному можливому значенню вектора $[H_z]$ відповідає певне значення вектора $H_b = (y_i^I - y_i^{II}) / y_i^I, i = \overline{1, n_4}$ відповідних нев'язок визначених подвійно значень компонент $[y]$ $[H_b] = f([a], [b], [H_z])$ - наприклад, нев'язка між потрібною і наявною потужностями на валу ротора. Таким чином, задачу, яка вирішується при створенні ММРП ГТД, може бути зведено до пошуку такого значення компонент вектора $[H_z]$, при якому середньоквадратичне значення довжин компонент вектора $[H_b]$ наближається до нуля:

$$E = \frac{1}{n_4} \sqrt{\sum_1^{n_4} H_b} \rightarrow 0.$$

У важливому для практики випадку безупинного нелінійного об'єкта зазначена задача у загальному випадку може бути вирішена чисельно.

Для вирішення цієї задачі розроблено алгоритм, який використовує ітераційну процедуру пошуку коренів системи нелінійних рівнянь $f([a], [b], [H_z]) = 0$ методом Ньютона [7].

Компонентами вектора $[c]$ у загальному випадку можуть бути всі ПРП, що беруть участь у математичному описі процесу функціонування ГТД. Набір параметрів вектора $[c]$ визначається колом задач, які розв'язуються за допомогою ММРП.

При моделюванні на другому рівні складності робочого процесу ГТД з нерегульованою проточною частиною кількість компонент векторів $[H_z]$ і $[H_b]$, визначається як:

$$n_4 = 3m_1 + m_2,$$

де m_1 - кількість роторів двигуна;

m_2 - кількість контурів проточної частини.

У розглянутому випадку ($m_1=2; m_2=2$) $n_4 = 8$.

Компонентами вектора $[H_z]$ (внутрішні режимні параметри каскадів ГТД) є: приведені частоти обертання роторів каскадів компресора (2 параметри); приведені витрати повітря через каскади компресора (3 параметри); ступінь зниження повного тиску в каскадах турбіни (2 параметри); повна температура на виході з камери згорання.

Компонентами вектора $[y]$ є: витрата робочого тіла через каскади турбіни і компресора високого тиску (3 параметри); потужності на валах роторів (2 параметри); площа прохідного перетину реактивного сопла; статичний тиск на вході до камери змішування; внутрішній режимний параметр.

2. Представлення функціональних характеристик основних елементів ГТД в математичній моделі двигуна

У ММРП ГТД другого рівня складності функціональні характеристики елементів проточної частини прийнято подавати [7, 11, 12] у вигляді залежностей між критеріями подоби їх робочих процесів.

Розглянемо представлення функціональних характеристик основних елементів проточної частини середньостатистичного ГТД.

Функціональні характеристики каналів середньостатистичного ГТД

Коефіцієнт збереження повного тиску σ_n^0 в каналах середньостатистичного ГТД (верхнім індексом «0» будемо позначати відповідні параметри середньостатистичного ГТД)

$$\sigma_n^0 = 1 - k_n \overline{G_{nnp}^2}, \quad (1)$$

де $\overline{G_{nnp}}$ - приведена витрата робочого тіла через вхідний перетин каналу, віднесена до приведеної витрати через даний перетин на обраному режимі (за такий режим у моделі прийнято злітний режим);

k_n - постійна моделі.

Функціональні характеристики каскаду компресора середньостатистичного ГТД.

Функціональну характеристику каскаду середньостатистичного компресора задано у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} \pi_k^{*0} &= \varphi_{k1}(n_{knp}^0, G_{knp}^0) \\ \eta_k^{*0} &= \varphi_{k2}(n_{knp}^0, G_{knp}^0) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

де n_{knp} - частота обертання ротора, приведена за повною температурою на вході до каскаду компресора;

π_k^{*0}, η_k^{*0} – ступінь підвищення повного тиску і коефіцієнт корисної дії каскаду;

$G_{кпр}$ – приведена витрата робочого тіла на вході до каскаду;

Функціональні характеристики камери згорання середньостатистичного ГТД.

Коефіцієнти збереження повного тиску $\sigma_{КЗ}^0$ і повноти згорання палива у камері згорання

$\eta_{Г}^0$ середньостатистичного ГТД визначаються у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{КЗ}^0 &= 1 - k_{КЗ1} \overline{G_{КЗ1}^2}, \\ \eta_{Г}^0 &= 1 - k_{КЗ2} \overline{G_{КЗ2}^2}, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

де $\overline{G_{КЗi}^2}$ – приведена витрата робочого тіла на вході до камери згорання, віднесена до приведеної витрати крізь даний перетин на обраному режимі;

$k_{КЗ1}, k_{КЗ2}$ – постійні ММРП.

Функціональні характеристики каскаду турбіни середньостатистичного ГТД.

Функціональна характеристика середньостатистичного каскаду турбіни задається у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} A_{Т}^0 &= \varphi_{Т1}(\lambda_{УТ}^0, \pi_{Т}^{*0}), \\ \eta_{Т}^{*0} &= \varphi_{Т2}(\lambda_{УТ}^0, \pi_{Т}^{*0}) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

де $A_{Т}^0$ – параметр витрати каскаду;

$\eta_{Т}^{*0}$ – ККД каскаду за параметрами гальмування;

$\lambda_{УТ}$ – приведена окружна швидкість турбіни;

$\pi_{Т}^*$ – ступінь зниження повного тиску у турбіні. Вигляд залежностей $\varphi_{Т1}$ та $\varphi_{Т2}$ наведено на рис.2.

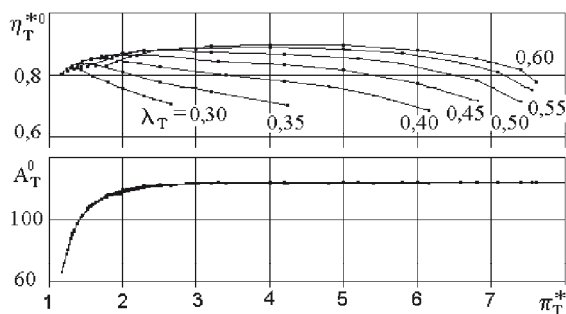


Рис. 2. Характеристики ТВТ

Механічний ККД ротора середньостатистичного агрегату задається в ММРП як

$$\eta_M^0 = \text{const}.$$

Функціональні характеристики вихідного пристрою середньостатистичного ГТД.

Пропускна спроможність μ_c^0, F_c^0 і коефіцієнт збереження повного тиску σ_c^0 у вихідному пристрої визначаються за залежностями:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_c^0 &= 1 - k_c \overline{G_{СПР}^2}, \\ (\mu_c^0 F_c^0) &= \varphi_c(\pi_{ср}, M_{П}), \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

де $\overline{G_{СПР}}$ – приведена витрата робочого тіла через вихідний перетин сопла, віднесена до приведеної витрати крізь даний перетин на обраному режимі;

F_c^0, k_c – площа прохідного перетину сопла середньостатистичного двигуна, яка прийнята у моделі постійною, та постійна моделі.

3. Індивідуальні функціональні характеристики основних елементів проточної частини ГТД і їхнє представлення у математичній моделі ГТД

ММРП дозволяє моделювати робочий процес ГТД, функціональні характеристики елементів якого відрізняються від відповідних характеристик середньостатистичного двигуна. Для цього модель ГТД повинна містити відповідні характеристики таких каскадів, аналогічні наведеним у попередньому пункті. Така форма характеристик надзвичайно ускладнює структуру ММРП та роботу з нею.

Для подолання зазначеної трудності до складу компонент вектора **[a]** замість характеристик елементів проточної частини включалися параметри зміщень цих характеристик (у загальному випадку нееквідистантних) щодо відповідних характеристик середньостатистичного ГТД, які є константами.

При реалізації зазначеного підходу виникає задача корегування середньостатистичних характеристик відповідних каскадів.

Найбільш поширеними є методи корегування функціональних характеристик каскадів ГТД, які пов'язані з їх масштабуванням. При використанні цього методу кожна точка характеристики, що розглядається, множиться на коефіцієнт масштабування a , який в подальшому будемо називати параметром стану при відповідній характеристиці елемента проточної частини.

При моделюванні робочого процесу ПС-90А у ММРП як параметри стану використовується сорок один масштабний коефіцієнт, що визна-

чають зміщення функціональних характеристик елементів його проточної частини і внутридвигових відборів повітря на охолодження деталей гарячої частини щодо характеристик середньостатистичного ГТД.

Розглянемо форми представлення даного комплексу параметрів.

Одержання індивідуальних функціональних характеристик внутридвигових каналів (канали між КНТ і КВТ та канал за вентилятором).

Коефіцієнт збереження повного тиску у внутридвигових каналах двигуна задано у вигляді:

$$\sigma_n = a_n \sigma_n^0,$$

де a_n – параметр стану за σ_n (для входу – $a_{ВП}$, для каналу між КНТ і КВТ – a_K).

Метод одержання індивідуальних функціональних характеристик компресора.

Функціональну характеристику каскаду компресора задаємо у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} \left(\frac{\pi_k^* - 1}{a_{pk}} + 1 \right) &= \Phi_{k1} \left(\left(\frac{n_{kпр}}{a_{CNK}} \right), \left(\frac{G_{kпр}}{a_{GK}} \right) \right) \\ \left(\frac{\eta_k^*}{a_{EK}} \right) &= \Phi_{k2} \left(\left(\frac{n_{kпр}}{a_{CNK}} \right), \left(\frac{G_{kпр}}{a_{GK}} \right) \right) \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

де π_k^* – ступінь підвищення повного тиску в каскаді;

η_k^* – коефіцієнт корисної дії каскаду за параметрами гальмування;

$n_{kпр}$ – частота ротора, приведена за повною температурою на вході в каскад компресора;

$G_{kпр}$ – приведена витрата робочого тіла на вході в каскад;

$a_{CNK}, a_{GK}, a_{PK}, a_{EK}$ – параметри стану математичної моделі відповідно за $n_{kпр}, G_{kпр}, \pi_k^*, \eta_k^*$ (для КНТ – $a_{CNKH}, a_{GKH}, a_{PKH}, a_{EKH}$; для КВТ – $a_{CNKV}, a_{GKV}, a_{PKV}, a_{EKV}$ відповідно).

Метод одержання індивідуальних функціональних характеристик камери згорання.

Коефіцієнти збереження повного тиску σ_{K3} і повноти згорання палива у камері згорання η_{Γ} визначаються у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{K3} &= a_{K3} \sigma_{K3}^0 \\ \eta_{\Gamma} &= a_{EG} \eta_{\Gamma}^0 \end{aligned} \right\}, \quad (7)$$

де a_{K3}, a_{EG} – параметри стану математичної моделі ГТД відповідно за $\sigma_{K3}, \eta_{\Gamma}$.

Метод одержання індивідуальної функціональної характеристики турбіни.

Функціональна характеристика каскаду турбіни задається у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} \left(\frac{A_{\Gamma}}{a_{AT}} \right) &= \Phi_{T1} \left(\left(\frac{\lambda_{UT}}{a_{CLT}} \right), \left(\frac{\pi_{\Gamma}^*}{a_{PT}} \right) \right) \\ \left(\frac{\eta_{\Gamma}^*}{a_{ET}} \right) &= \Phi_{T2} \left(\left(\frac{\lambda_{UT}}{a_{CLT}} \right), \left(\frac{\pi_{\Gamma}^*}{a_{PT}} \right) \right) \end{aligned} \right\}, \quad (8)$$

де A_{Γ} – параметр витрати каскаду;

η_{Γ}^* – ККД каскаду за параметрами гальмування;

λ_{UT} – приведена окружна швидкість каскаду турбіни;

π_{Γ}^* – ступінь зниження повного тиску у турбіні;

$a_{CLT}, a_{PT}, a_{AT}, a_{ET}$ – параметри стану математичної моделі відповідно за $\lambda_{UT}, \pi_{\Gamma}^*, A_{\Gamma}, \eta_{\Gamma}^*$ (для ТВТ – $a_{CLTV}, a_{PTV}, a_{ATV}, a_{ETV}$; для ТНТ – $a_{CLTN}, a_{PTN}, a_{ATN}, a_{ETN}$ відповідно).

Механічний ККД ротора двигуна задається як

$$\eta_M = a_M \eta_M^0, \quad (9)$$

де a_M – параметр стану ММРП за η_M^0 (для ротора низького – a_{EMH} ; для ротора високого тиску – a_{EMV}).

Одержання індивідуальних функціональних характеристик вихідного пристрою.

Коефіцієнт зберігання повного тиску σ_c і пропускної спроможності (μ_{CFc}) вихідного пристрою задаються залежністю:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_c &= a_c \sigma_c^0 \\ (\mu_{CFc}) &= a_{FC} (\mu_{CFc}^0) \end{aligned} \right\}, \quad (10)$$

де a_c, a_{FC} – параметри стану за $\sigma_c, (\mu_{CFc})$ відповідно.

При моделюванні робочого процесу ГТД необхідно мати залежності, які дозволяють розрахувати ПРП двигуна, що входять у вектор **[c]**, і які використовуються при формуванні вектора нев'язок **[Hb]**. При створенні моделі використовувалися відомі типові залежності між параметрами робочого процесу ГТД [7, 9...12].

4. Ідентифікація ММРП

Задача параметричної ідентифікації (уточнення) ММРП двигуна конкретного екземпляру ГТД зводиться до визначення значень параметрів стану ММРП, які забезпечують виконання умови для всіх ознак стану:

$$M\{\Pi_i^M / \Pi_i^3\} \approx 1,$$

де Π_i^M , Π_i^3 – вектори значень ознак стану, які, відповідно, розраховані за ММРП та зареєстровані на конкретному ГТД. При цьому необхідно, використовуючи розроблену ММРП ГТД, вирішити зворотню задачу знаходження значень параметрів стану (вектор \mathbf{a}) за зареєстрованими значеннями режимних параметрів (вектор \mathbf{b}) і ознак стану ГТД (вектор $\mathbf{\Pi}^3$).

Припустимо, що ідентифікуюча ММРП має N параметрів стану. Штатна бортова система реєстрації записує K аналогових ПРП, котрі можуть бути використані при уточненні моделі. При цьому M параметрів характеризують зовнішні умови роботи ГТД, L параметрів є внутрішніми режимними. Таким чином, необхідно розрахувати значення N параметрів стану за $n = (K - M - L)$ зареєстрованими ознакам стану ГТД. При цьому $N \gg n$, що призводить до невизначеності систем b рівнянь. Для розв'язання цієї невизначеності для ММРП ПС-90А ($N = 41$, $K = 12$, $M = 4$, $L = 1$, $n = 7$) задача була зведена до визначеної системи нелінійних рівнянь [7]. При цьому, частина параметрів стану, які входили до (1...10), була виведена з числа ідентифікованих внаслідок їхнього слабого впливу на робочий процес ГТД. Параметри, котрі залишилися, були об'єднані в n -групи, усередині яких були встановлені кореляційні зв'язки. Таким чином, сформована визначена система нелінійних рівнянь, яка дозволяє знаходити значення параметрів стану ММРП, що варіюються, за n -ознаками.

При параметричній ідентифікації ММРП ГТД найважливішим є питання вибору параметрів стану, що варіюються.

На першому етапі розраховувалась матриця коефіцієнтів впливу параметрів стану ММРП на відносні ознаки стану ГТД $[\mathbf{Mkv}]$:

$$Mkv_{i,j} = (\delta\Pi_j / \delta a_i) / \Pi_j, i = \overline{1, N}, j = \overline{1, n},$$

де $\delta\Pi_j / \delta a_i$ – коефіцієнт впливу i -го параметру стану на j -й параметр.

Список масштабних коефіцієнтів ММРП та шукана матриця $[\mathbf{Mkv}]$ наведені в табл.1, де також приведені значення максимально можливих відхилень параметрів стану ММРП від вектора \mathbf{a} середньостатистичного ГТД (вектор \mathbf{a}). На основі цих даних формувалась матриця $[\mathbf{Ma}]$:

$$Ma_{i,j} = \overline{\Delta a_i} Mkv_{i,j}, i = \overline{1, N}, j = \overline{1, n},$$

де $\overline{\Delta a_i}$ – i -а компонента нормованого вектора \mathbf{a} :

$$\overline{\Delta a_i} = \Delta a_i / \Delta a_{\max}, i = \overline{1, N};$$

Δa_{\max} – значення найбільшого елемента вектора $[\Delta a]$ (для двигуна ПС-90А $\Delta a_{\max} = \Delta a_{\text{РВН}} = 12\%$).

На другому етапі визначалися комбінації параметрів стану, котрі найбільш доцільно використовувати при ідентифікації ММРП в складі n -груп, які згадувалися раніше. Для цього методом перебору формувалися різні сполучення із n -параметрів стану ММРП. Для кожного сполучення складена квадратна матриця $[\mathbf{M}]$ n -го порядку із строк матриці $[\mathbf{Ma}]$, що відповідає досліджуваному сполученню параметрів стану. Для отриманих матриць $[\mathbf{M}]$ розраховувалися визначники $|\mathbf{M}|$. При побудові алгоритму ідентифікації доцільно використовувати сполучення параметрів стану, які забезпечують найбільше відхилення від нуля визначника $|\mathbf{M}|$.

В табл. 2 наведені отримані сполучення параметрів стану ММРП двигуна ПС-90А, котрим відповідають матриці $[\mathbf{M}]$ з найбільшою відміною від нуля їхнього визначника.

На заключному етапі вибору параметрів стану ММРП, які брали участь у її ідентифікації, на основі даних табл.1 і табл.2 формувалися n груп параметрів стану. Для кожного параметра визначався діапазон можливого відхилення його значення від одиниці і в кожній групі встановлювалися кореляційні зв'язки. При цьому, для кожної групи параметрів стану був введений параметр ідентифікації I_i , $i = \overline{1, n}$, значення котрого може змінюватися у визначених межах. Середина обраного інтервалу значень I_i відповідає середньостатистичному двигуна (всі параметри стану приймають одиничні значення). Значення ідентифікованих параметрів стану визначаються в залежності від значення компонент вектора $\mathbf{\Pi}$ у відповідності із встановленими кореляційними зв'язками.

Таблица 1
Матрица коэффициентов влияния параметров стану на ознаки стану (земний злітний режим, стандартні атмосферні умови, число Маха $M_{II} = 0$, $n_{HT} = 92\%$, вихідна ММРП)

Параметр стану	$\Delta a, \%$	Ознака стану						
		n_{BT}	P_B^*	P_K^*	T_K^*	T_T^*	$\frac{P_T^*}{P_H^*}$	G_T
a_{BII}	1	-0,03	0,80	0,78	-0,04	-0,10	-0,27	0,68
a_{PB3}	12	0,08	0,09	0,13	0,07	0,21	0,10	0,41
a_{EB3}	6	-0,13	-0,08	-0,51	-0,14	-0,22	-0,17	-0,83
a_{CNB}	0,4	-0,60	-1,14	-2,37	-0,75	-1,08	-1,37	-3,59
a_{GB}	3	0,21	0,62	1,00	0,28	0,44	0,70	1,52
a_{PBV}	5	-0,00	-0,00	0,09	0,03	-0,05	0,01	0,00
a_{EBV}	6	-0,07	-0,02	-0,05	-0,12	-0,16	-0,03	-0,18
a_{PKH}	5	-0,00	-0,00	0,06	0,01	-0,03	0,00	-0,00
a_{EKH}	6	-0,05	-0,01	-0,04	-0,09	-0,11	-0,02	-0,13
a_{CNKH}	0,5	0,02	0,01	-0,20	-0,03	0,16	-0,02	0,02
a_{GKH}	2	0,00	-0,00	0,09	0,04	-0,02	0,01	0,02
a_{KI}	2	-0,22	-0,06	0,06	-0,26	-0,54	-0,05	-0,47
a_{PKB}	10	-0,02	0,00	-0,00	0,02	0,06	0,00	0,05
a_{EKB}	6	0,23	-0,10	0,11	-0,39	-0,91	-0,10	-0,79
a_{CNKB}	0,4	1,04	-0,02	0,05	0,02	-0,18	-0,01	-0,15
a_{GKB}	10	-0,30	-0,00	0,00	-0,06	-0,07	-0,00	-0,06
a_{K3}	2	0,07	-0,04	-0,86	-0,17	-0,41	-0,04	-0,35
a_{EG}	5	0,00	-0,00	-0,00	-0,00	0,01	-0,00	-1,00
a_{ATV}	1,5	-0,08	0,03	-1,05	-0,27	0,33	0,03	0,26
a_{ETV}	4	0,33	-0,14	0,33	0,21	-1,22	-0,13	-1,06
a_{CLTV}	0,5	-0,03	0,02	0,02	0,00	0,17	0,09	0,11
a_{PTV}	1	0,00	-0,00	0,00	0,00	-0,03	-0,00	-0,02
a_{ATH}	3	0,27	-0,01	0,54	0,23	-0,23	0,08	0,09
a_{ETH}	6	-0,17	-0,10	-0,67	-0,18	-0,65	-0,26	-1,08
a_{CLTH}	0,5	0,06	0,02	0,21	0,06	0,12	0,07	0,26
a_{PTH}	1	-0,02	-0,00	-0,05	-0,01	0,00	-0,01	-0,02
a_{FB}	3	-0,00	0,02	-0,01	-0,00	-0,03	-0,10	-0,03
a_{FH}	3	0,00	-0,06	0,00	0,00	0,07	0,19	0,05
a_{K2}	3	-0,08	-0,93	-0,71	-0,14	-0,01	-0,10	-0,78
a_C	3	-0,16	-0,91	-1,03	-0,23	-0,43	-1,28	-1,37
a_{FC}	3	-0,12	-0,70	-0,79	-0,18	-0,32	-0,98	-1,04
a_{EMH}	1	-0,16	-0,05	-0,61	-0,17	-0,27	-0,17	-0,99
a_{EMB}	1	0,23	-0,10	0,12	0,13	-0,89	-0,10	-1,31

Система параметрів стану, яка використовується при ідентифікації двигуна, ПС-90А наведена нижче:

$$\left. \begin{aligned}
 &1 \text{ група: } a_{PBH} = 0,6 + 0,8I_1; \\
 &2 \text{ група: } a_{GKB} = 0,8 + 0,4I_2; \\
 &3 \text{ група: } a_{EKB} = 0,8 + 0,4I_3; \\
 &a_{EKH} = 0,8 + 0,4I_3; a_{EBV} = 0,8 + 0,4I_3; \\
 &4 \text{ група: } a_{ETV} = 0,8 + 0,4I_4; \\
 &5 \text{ група: } a_{ETH} = 0,8 + 0,4I_5; \\
 &a_{ATV} = 0,95 + 0,1I_5; a_{ATH} = 1,1 - 0,2I_5; \\
 &a_{K3} = 0,94 + 0,12I_5; a_{EBH} = 0,80 + 0,4I_5; \\
 &6 \text{ гр.: } a_{K2} = 0,7 + 0,6I_6; a_{BII} = 1,2 - 0,4I_6; \\
 &7 \text{ група: } a_{EG} = 0,80 + 0,4I_7.
 \end{aligned} \right\} (11)$$

Значення компонентів вектора [I], який використовується в залежності (11), знаходиться в діапазоні від 0 до 1.

Таблица 2
Сполучення параметрів стану ММРП двигуна ПС-90А, котрим відповідають матриці [M], що мають найбільшу різницю від нуля їх визначника

$ M \cdot 10^5$	Сполучення параметрів стану ММРП						
-7,79	a_{EB3}	a_{GB}	a_{EKB}	a_{GKB}	a_{EG}	a_{ETV}	a_{K2}
-7,62	a_{BII}	a_{EB3}	a_{EKB}	a_{GKB}	a_{EG}	a_{ETV}	a_C
6,16	a_{PB3}	a_{EB3}	a_{EKB}	a_{EG}	a_{ETV}	a_{K2}	a_C
-5,83	a_{BII}	a_{EB3}	a_{EKB}	a_{GKB}	a_{EG}	a_{ETV}	a_{FC}
-5,79	a_{BII}	a_{GB}	a_{EKB}	a_{GKB}	a_{EG}	a_{ETV}	a_{ETH}
4,71	a_{PB3}	a_{EB3}	a_{EKB}	a_{EG}	a_{ETV}	a_{K2}	a_{FC}
-3,82	a_{BII}	a_{EB3}	a_{EKB}	a_{GKB}	a_{ETV}	a_{ETH}	a_C
-3,82	a_{EB3}	a_{GB}	a_{EKB}	a_{GKB}	a_{ETV}	a_{ETH}	a_{K2}
-3,77	a_{EB3}	a_{EB3}	a_{GKB}	a_{EG}	a_{ETV}	a_{K2}	a_C
-3,76	a_{BII}	a_{PB3}	a_{EKB}	a_{EG}	a_{ETV}	a_{ETH}	a_C
-3,65	a_{PB3}	a_{GB}	a_{EKB}	a_{EG}	a_{ETV}	a_{ETH}	a_{K2}

5. Формування ММРП середньостатистичного двигуна

На основі наведеного вище алгоритму було розроблено програмне забезпечення, яке реалізує ММРП двигуна ПС-90А. В якості вхідної інформації при створенні слугували матеріали підприємства-розробника. Із-за деяких невідповідностей функціональних характеристик основних каскадів компресора і турбіни (матеріали відносились до етапу

проекування двигуна) виникла необхідність проведення уточнення моделі - наближення розробленої моделі до функціональних характеристик середньостатистичного двигуна на момент початку експлуатації.

Уточнення моделі проводилося за формулярними даними 20-ти двигунів, а також за даними, котрі були одержані при 70-ти опробуваннях цих двигунів в аеропорту «Шереметьєво». Аналізувались дані номінальних і злітних режимів роботи ГТД.

В табл.3 наведено частину зареєстрованих даних для злітного режиму, а також значення ПРП, які розраховані за вихідною моделлю (n_{BT} – частота КВТ, P_B^* – тиск гальмування на вході в КВТ, P_K^* – тиск гальмування за КВТ,

T_K^* – температура гальмування за КВТ, T_T^* – температура за турбіною, P_T^*/P_H^* – відношення тиску гальмування за турбіною до атмосферного тиску, G_T – витрата палива, $\bar{\sigma}, \%$ – відносне середньоквадратичне відхилення параметра робочого процесу). Із цієї таблиці помітні різниці між зареєстрованими і отриманими розрахунковим шляхом параметрами.

Для того, щоб наблизити модель до робочого процесу середньостатистичного двигуна, проведено параметричну ідентифікацію ММРП у відповідності з наведеним вище алгоритмом.

Аналіз розрахованих даних з використанням уточненої ММРП (остання строка табл.3) дозволяє зробити висновок, що дана математична модель адекватно описує робочий процес середньостатистичного двигуна ПС-90А.

Таблиця 3
Результати ідентифікації ММРП ПС-90А за параметрами, які зареєстровані в експлуатації

Номер двигуна	Відношення ПРП, які розраховано за моделями, до зареєстрованих ПРП:													
	-до ідентифікації моделі							-після ідентифікації моделі						
	n_{BT}	P_B^*	P_K^*	T_K^*	T_T^*	$\frac{P_T^*}{P_H^*}$	G_T	n_{BT}	P_B^*	P_K^*	T_K^*	T_T^*	$\frac{P_T^*}{P_H^*}$	G_T
3191003	1,00	0,93	0,98	0,97	0,86	0,97	0,83	1,00	0,96	0,97	0,98	0,97	1,01	0,97
3191003	0,99	0,93	0,98	0,97	0,80	0,95	0,77	0,99	0,96	0,97	0,97	0,90	0,98	0,90
3191003	0,99	0,95	0,97	0,97	0,83	0,95	0,79	0,99	0,98	0,96	0,97	0,93	0,99	0,92
3192002	1,00	0,96	1,00	0,97	0,84	0,95	0,82	1,00	0,99	0,98	0,97	0,95	0,99	0,95
3192002	1,00	0,96	0,98	1,01	0,87	0,95	0,80	1,00	0,99	0,96	1,01	1,00	0,99	0,93
3192002	1,00	0,97	1,03	0,99	0,83	0,98	0,82	1,01	1,00	1,00	0,99	0,95	1,01	0,94
3192004	1,00	0,94	1,01	0,98	0,84	0,95	0,80	1,00	0,97	0,98	0,98	0,95	0,99	0,92
3193002	1,00	0,99	1,04	1,00	0,88	0,98	0,92	1,00	1,03	1,03	1,00	1,00	1,01	1,08
3193002	1,01	0,99	1,05	1,00	0,90	0,98	0,97	1,01	1,01	1,01	1,00	1,02	1,01	1,10
3193002	1,00	0,94	0,99	0,97	0,88	0,95	0,84	1,00	0,96	0,96	0,97	0,99	0,98	0,97
3193002	1,00	0,93	0,99	1,00	0,89	0,96	0,83	1,00	0,96	0,96	1,00	1,01	0,99	0,96
3193003	1,00	0,93	1,00	0,99	0,86	0,97	0,84	1,00	0,96	0,97	0,99	0,98	1,00	0,96
3193003	1,00	0,93	1,01	1,02	0,89	0,97	0,84	1,00	0,95	0,97	1,02	1,01	1,01	0,96
3193004	1,01	0,96	1,00	0,99	0,86	0,96	0,74	1,01	0,99	0,99	0,99	0,97	1,00	0,86
3291025	1,00	0,95	1,01	0,98	0,84	0,95	0,82	1,00	0,98	0,99	0,98	0,96	0,98	0,95
3291026	1,00	0,95	0,99	0,98	0,85	0,96	0,83	1,00	0,98	0,98	0,98	0,97	1,00	0,97
3291028	0,99	0,97	1,00	0,98	0,88	0,96	0,88	0,99	1,00	0,98	0,98	0,99	1,00	1,02
3291028	1,00	0,97	1,02	0,98	0,87	0,96	0,89	1,00	1,00	0,98	0,98	0,99	0,99	1,03
3291029	1,00	0,98	1,00	0,97	0,85	0,94	0,83	1,00	1,01	0,98	0,97	0,97	0,98	0,96
3292015	0,99	0,95	0,98	0,97	0,82	0,95	0,78	0,99	0,98	0,97	0,97	0,93	0,98	0,91
3292015	1,00	0,96	0,99	0,98	0,84	0,96	0,79	1,00	0,99	0,97	0,99	0,95	0,99	0,92
3391044	1,00	0,95	1,02	0,98	0,84	0,95	0,82	1,00	0,98	0,99	0,98	0,95	0,99	0,94
3392024	1,00	0,92	0,98	0,99	0,85	0,96	0,81	1,00	0,95	0,96	0,99	0,97	1,00	0,94
3392031	1,00	0,94	0,97	0,98	0,85	0,96	0,80	1,00	0,97	0,96	0,98	0,96	0,99	0,93
3490039	1,00	0,94	0,99	0,99	0,87	0,96	0,76	1,00	0,96	0,97	0,99	0,99	0,99	0,88
...														
Середнє значення	1,00	0,96	1,00	0,98	0,85	0,96	0,82	1,00	0,99	0,98	0,99	0,97	0,99	0,95
$\bar{\sigma}, \%$								0,56	2,15	1,89	1,25	2,77	1,10	5,66

Висновки

Створено нелінійну другого рівня складності ММРП двигуна ПС-90А, яка дозволяє вирішувати пряму задачу визначення значень параметрів функціонування двигуна на основі відомих значень параметрів його стану та режимних параметрів. Модель дозволяє задавати робочий процес двигуна різними внутрішніми режимними параметрами, котрі обираються з числа модельованих параметрів функціонування. В основу розрахункового процесу моделі покладено універсальний алгоритм розрахунку функціонування неперервного об'єкту, який не має неперервного опису.

Отримана модель є універсальним інструментом і може бути використана у задачах керування процесом експлуатації ГТД.

Розроблено алгоритм проведення параметричної ідентифікації розробленої моделі. При цьому з поміж наявних у моделі сорока одного параметру стану обрано групу параметрів, яку найбільш доцільно використовувати при ідентифікації.

З використанням розробленого алгоритму проведено ідентифікацію моделі за експлуатаційною інформацією та отримано модель, яка описує робочий процес середньостатистичного двигуна.

Література

1. Kulyk M. Method of formulating input parameters of neural network for diagnosing gas-turbine engines / M. Kulyk, S. Dmutriev, A. Popov, A. Yakushenko // Aviation – Vilnius: Technika, 2013. – №17(2). – P. 52–56.
2. Кучер А.Г. Многокритериальное диагностирование проточной части авиационных газотурбинных двигателей / А.Г. Кучер, С.А. Дмитриев, А.В. Попов, А.С. Якушенко // Авиационно-космична техніка і технологія. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац.інст.». – 2009. –№ 8(65). –С. 153-158.
3. Якушенко О.С. Оцінка впливу виробничо-технологічних і експлуатаційних факторів на

емісійні характеристики ГТД / О.С. Якушенко, О.І Чумак., В.М. Охмакевич, В.Є. Мільцов // Вісник НАУ. – К.–2002. – N3(9). – С.34–38.

4. Запорожець А.И. Использование математической модели рабочего процесса газотурбинных двигателей при расчете их эмиссионных характеристик / А.И. Запорожец, О.И. Чумак, А.С. Якушенко, В.Н. Охмакевич // Вісник КМУЦА. – К.–2000. –N3–4. – С.19–24.

5. Якушенко А.С. Влияние закона управления силовой установкой самолета при разбеге на поврежденность ее конструктивных элементов / А.С. Якушенко // Проблемы системного подхода в экономике: Сб. науч. трудов. Выпуск 3.– К.: КМУГА, 1999.– С. 127–128.

6. Якушенко О.С. Вплив виробничо-технологічних і експлуатаційних факторів на пошкодження деталей газотурбінного двигуна / О.С. Якушенко // Вісник НАУ.–К.–2001.–N2(9).–С.34–38.

7. Ахмедзянов А.М. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам / А.М. Ахмедзянов, Н.Г. Дубравский, А.П. Тунаков. – М.: Машиностроение, 1983. – 206 с.

8. Двигатель ПС-90А. Руководство по технической эксплуатации. В 3-х книгах.- Пермь: ПНПО «Авиадвигатель», 1990.

9. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.1. / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1977. –312с.

10. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2. / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1978. –334с.

11. Теорія теплових двигунів. Термогазодинамічний розрахунок газотурбінних двигунів: навчальний посібник / Ю.М. Терещенко, М.С. Кулик, Л.Г. Волянська, С.О. Дмитрієв, В.В. Панін. – МОН, Київ: НАУ – друк., 2009. – 328 с.

12. Терещенко Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров / Ю.М. Терещенко. – М.: Машиностроение, 1988. – 168с.

Надійшла до редакції 01.06.2014

**А.С. Якушенко, П.В. Королев, В.Е. Мильцов, О.И. Чумак, В.Н. Охмакевич.
Идентификация математической модели авиационного ГТД по полетным данным**

Создана нелинейная второго уровня сложности математическая модель рабочего процесса двигателя ПС-90А, позволяющая решать прямую задачу определения значений параметров функционирования двигателя на основе известных значений параметров его состояния и режимных параметров. Модель использует двухмерные функциональные характеристики компрессора и турбины, которые могут быть скорректированы с помощью масштабных коэффициентов (параметров состояния) узлов. Рассмотрены вопросы идентификации полученной модели по параметрам, зарегистрированным при реальных испытаниях двигателя. Проведен обоснованный выбор параметров идентификации модели. Проведена идентификация и сформирована модель, описывающая рабочий процесс среднестатистического двигателя. Приведены полученные при идентификации результаты.

Ключевые слова: математическая модель рабочего процесса, газотурбинный двигатель, моделирование, режимные параметры, параметры рабочего процесса, идентификация модели, ПС-90А.

**O.S. Yakushenko, P.V. Korolyov, V.E. Miltsov, O.I. Chumak, V.M. Ohmakevich.
Identification of aviation gas turbine engine mathematical model by operational data**

The nonlinear second level mathematical model of operation process of engine ПС-90А is created. This model allows deciding the direct task of engine operation process parameters values calculation on the basis of appointed values of its technical state and mode parameters. The model uses two-dimensional functional characteristics of the compressor and turbine which can be corrected by means of scale factors (condition parameters) of knots. The questions of identification of the model by real registered parameters of engine is considered. Parameters for model identification are chosen. Model identification is fulfilled. Obtained model describes typical engine operation process. The results of identification are shown.

Keywords: mathematical model of operation process, gas turbine engine, modeling, mode parameters, identification of model, ПС-90А.