

УДК 629.735.036.001.57(045)

О.Є. Карпов

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ЙОГО СТАТИЧНИХ І ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Аерокосмічний інститут НАУ, e-mail: sad @ nau.edu.ua

Визначено вимоги до математичної моделі авіаційного турбореактивного двоконтурного двигуна, використовуваної для розрахунків його статичних і динамічних параметрів, необхідних для оцінювання технічного стану двигуна в експлуатаційних умовах. Наведено математичну модель турбореактивного двоконтурного двигуна АІ-25 та результати розрахунків статичних і динамічних параметрів за різного технічного стану двигуна.

Постановка проблеми

Завдання побудови математичних моделей газотурбінного двигуна (ГТД) із метою оцінювання змін властивостей двигунів і їх систем керування – одне з найважливіших для моніторингу технічного стану ГТД у процесі експлуатації. При цьому завданням моделювання є заміна всього двигуна чи його окремих вузлів моделлю, статичні і динамічні характеристики якої близькі до характеристик заміненої частини вихідного об'єкта.

Очевидно, що за такої заміни перехідні процеси в моделі будуть аналогічні перехідним процесам у вихідній системі.

Перехідні процеси в моделі можна спостерігати, реєструвати їх окремі параметри і на підставі цієї інформації робити висновок про якість технічного стану двигуна в цілому чи його окремих вузлах і систем. Звичайно, що будь-яка модель простіша від самого об'єкта [1], оскільки її будують для імітації лише частини його властивостей.

Математичне моделювання для дослідження динамічних характеристик ГТД оснований на складанні рівнянь, що описують явища, які відбуваються у двигуні, і їх розв'язанні рішенні з використанням засобів обчислювальної техніки [2].

Отже, для математичного моделювання моделлю є математичний опис процесів, що відбуваються у двигуні. Тому точність результатів моделювання залежить від того, наскільки достовірно математично описуються властивості досліджуваного двигуна.

У цьому дослідженні розроблено аналітичну робочу імітаційну модель стосовно стендових умов роботи двовального ТРДД чи роботи двигунів такого типу в складі силової установки повітряного корабля на землі.

Аналітичні методи складання математичної моделі ґрунтуються на описі фізичних процесів, що відбуваються у двигуні.

Отже, для аналітичного методу побудови моделі потрібні як детальне зображення фізичної

картини досліджуваних процесів, так і можливості його математичного опису.

Відомо, що ГТД як об'єкт керування і діагностування являє собою нелінійну динамічну систему з багатьма акумуляторами енергії і перехресних внутрішніх зв'язків [3]. Адекватність математичної моделі двигуна реальному двигуну визначають насамперед тим, наскільки повно і точно вихідна система рівнянь описує фізичні процеси, що відбуваються у двигуні.

Описуючи динамічні характеристики прийнятого типу ГТД урахували такі чинники [3]:

- інерцію обертових мас роторів;
- вплив чисел Re на характеристики компресора, які враховують під час їх визначення;
- зміну гідравлічного опору у проточній частині двигуна.

Характеристики компресорів, описувані поліномами, вважали квазістаціонарними для статичних і перехідних режимів у різних умовах роботи двигунів. Складаючи модель ГТД, зроблено припущення про одновимірність потоку газу в проточній частині двигуна. Для точного відтворення динамічних характеристик ГТД важливо враховувати запізнювання тепловиділення в камері згоряння, теплообмін між газовим потоком і елементами конструкції двигуна. Розв'язуючи задачі діагностування ГТД із використанням статичних і динамічних параметрів двигуна як діагностичні ознаки технічного стану розглядаються перехідні процеси в малих відхиленнях, за яких теплообміном між газовим потоком і елементами конструкції двигуна, а також часом запізнювання тепловиділення в камері згоряння можна знехтувати. Крім того, час запізнювання тепловиділення в камері згоряння на два порядки менший від часу розглядуваних перехідних процесів.

Для побудови моделі використовували систему рівнянь, що описує робочий процес двигуна, і характеристики його окремих вузлів.

Мета дослідження

Основна мета дослідження – розроблення математичної моделі двовального турбореактивного двуконтурного двигуна (ТРДД) із роздільним вихлопом і перевірка адекватності моделі двигуну АИ-25. Розроблювана модель має дозволяти виконувати розрахунки коефіцієнтів підсилення і постійних часу роторів за різного технічного стану двигуна.

Вихідні дані для розроблення математичної моделі

Для складання математичної моделі і виконання розрахунків використовували параметри, зведені до стандартних атмосферних умов; прийнято нижчу теплотворну здатність палива $H_u = 42\ 845\ 000$ Дж/кг; моменти інерції роторів $J_{HT} = 5,4$ кг·м², $J_{BT} = 3,3$ кг·м², коефіцієнт повноти згоряння $\xi_{кз} = 0,98$. У розрахунках були використані характеристики компресорів низького і високого тисків і дросельні характеристики двигуна АИ-25.

Математична модель двигуна

Режим роботи досліджуваного двигуна в кожен момент часу визначався температурою повітря T_n та частотами обертання роторів низького (НТ) і високого (ВТ) тисків n_{HT} і n_{BT} відповідно. Вихідні для цілей діагностування параметри робочого процесу двигуна і його статичні і динамічні параметри визначалися шляхом розрахунків у такій послідовності:

1) повна температура повітря на вході в двигун $T_b^* = T_n$;

2) зведена частота обертання ротора НТ

$$n_{HT\ зв} = n_{HT} \sqrt{\frac{288}{T_b^*}};$$

3) ступінь підвищення тиску повітря в компресорі НТ за лінією робочих режимів:

$$\pi_{кНТ}^* = f(n_{HT\ зв});$$

4) сумарна витрата повітря за лінією робочих режимів

$$G_{в\sum\ зв} = f(n_{HT\ зв});$$

5) коефіцієнт корисної дії компресора НТ за лінією робочих режимів

$$\eta_{кНТ}^* = f(n_{HT\ зв});$$

6) повна температура повітря на виході з компресора НТ:

$$T_{кНТ}^* = T_b^* \left[1 + \frac{\frac{k-1}{k} \pi_{кНТ}^* - 1}{\eta_{кНТ}^*} \right];$$

7) зведена частота обертання ротора: ВТ:

$$n_{BT\ зв} = n_{BT} \sqrt{\frac{288}{T_{кНТ}^*}};$$

8) ковзання роторів:

$$S = \frac{n_{BT\ зв}}{n_{HT\ зв}}$$

9) ступінь підвищення тиску повітря в компресорі ВТ за лінією робочих режимів:

$$\pi_{кВТ}^* = f(n_{BT\ зв});$$

10) витрата повітря через внутрішній контур за лінією робочих режимів за лінією робочих режимів:

$$G_{в\ I\ зв} = f(n_{BT\ зв});$$

11) коефіцієнт корисної дії компресора ВТ за лінією робочих режимів:

$$\eta_{кВТ}^* = f(n_{BT\ зв});$$

12) температура газу перед турбіною ВТ за дросельною характеристикою:

$$T_r^* = f(n_{BT\ зв});$$

13) температура газу на виході з турбіни ВТ за дросельною характеристикою:

$$T_{тВТ}^* = f(n_{BT\ зв});$$

14) годинна витрата палива за дросельною характеристикою в залежності від n_{BT} :

$$G_{п\ зв} = f(n_{BT\ зв});$$

15) годинна витрата палива за дросельною характеристикою в залежності від n_{HT} :

$$G_{п\ зв} = f(n_{HT\ зв});$$

16) частота обертання ротора НТ за дросельною характеристикою в залежності від n_{BT} :

$$n_{HT\ зв} = f(n_{BT\ зв});$$

17) похідна в залежності від n_{HT} :

$$\frac{\partial n_{HT\ зв}}{\partial G_{п\ зв}} = f(n_{HT\ зв});$$

18) похідна в залежності від n_{BT} :

$$\frac{\partial n_{BT\ зв}}{\partial G_{п\ зв}} = f(n_{BT\ зв});$$

19) похідна в залежності від n_{HT} :

$$\frac{\partial n_{HT\ зв}}{\partial n_{BT\ зв}} = f(n_{HT\ зв});$$

20) похідна в залежності від n_{BT} :

$$\frac{\partial n_{BT\ зв}}{\partial n_{HT\ зв}} = f(n_{BT\ зв});$$

21) коефіцієнт підсилення ротора НТ по витраті палива для кожного обраного i -го режиму роботи двигуна:

$$\left(K_{G_n}^{HT} \right)_i = \left(\frac{\partial n_{HT\ зв}}{\partial G_{п\ зв}} \right)_i \frac{G_{п\ зв\ баз}}{n_{HT\ зв\ баз}},$$

де $G_{п\ зв\ баз}$ і $n_{HT\ зв\ баз}$ базові значення годинної витрати палива та частоти обертання ротора НТ відповідно;

22) коефіцієнт підсилення ротора НТ по частоті обертання ротора ВТ для кожного обраного i -го режиму роботи двигуна:

$$\left(K_{n_{\text{ВТ}}}^{\text{НТ}}\right)_i = \left(\frac{\partial n_{\text{НТ з в баз}}}{\partial n_{\text{ВТ з в баз}}}\right)_i \frac{n_{\text{ВТ з в баз}}}{n_{\text{НТ з в баз}}}$$

де $n_{\text{ВТ з в баз}}$ базове значення частоти обертання ротора ВТ;

23) коефіцієнт підсилення ротора ВТ по витраті палива для кожного обраного i -го режиму роботи двигуна:

$$\left(K_{G_{\text{п}}}^{\text{ВТ}}\right)_i = \left(\frac{\partial n_{\text{ВТ з в баз}}}{\partial G_{\text{п з в баз}}}\right)_i \frac{G_{\text{п з в баз}}}{n_{\text{ВТ з в баз}}};$$

24) коефіцієнт підсилення ротора ВТ по частоті обертання ротора НТ для кожного обраного i -го режиму роботи двигуна:

$$\left(K_{n_{\text{НТ}}}^{\text{ВТ}}\right)_i = \left(\frac{\partial n_{\text{ВТ з в баз}}}{\partial n_{\text{НТ з в баз}}}\right)_i \frac{n_{\text{НТ з в баз}}}{n_{\text{ВТ з в баз}}};$$

25) постійна часу ротора НТ для кожного обраного i -го режиму роботи двигуна:

$$l_{\text{НТ}} = l_{\text{кНТ}} \frac{G_{\text{в}\Sigma\text{з в}}}{G_{\text{в}\text{з в}}};$$

$$\left(T_{G_{\text{п}}}^{\text{НТ}}\right)_i = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 3600 \frac{J_{\text{НТ}} n_{\text{НТ з в баз}}}{T_{\text{в}}^* \xi_{\text{к3}} H_u} \times$$

$$\times \left[\frac{T_{\text{тВТ}}^* \eta_{\text{кНТ}}^* n_{\text{НТ з в баз}} K_{G_{\text{п}}}^{\text{НТ}}}{G_{\text{в}\text{з в}} G_{\text{п з в}} \left(\pi_{\text{кНТ}}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right)} \right]_i,$$

де $l_{\text{НТ}}$ і $l_{\text{кНТ}}$ відповідно питомі роботи турбіни та компресора НТ;

26) постійна часу ротора ВТ для кожного обраного i -го режиму роботи двигуна, приймаючи $l_{\text{т}} = l_{\text{к}}$:

$$\left(T_{G_{\text{п}}}^{\text{ВТ}}\right)_i = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 3600 \frac{J_{\text{ВТ}} n_{\text{ВТ з в баз}}}{\xi_{\text{к3}} H_u} \times$$

$$\times \left[\frac{T_{\text{т}}^* \eta_{\text{кВТ}}^* n_{\text{ВТ з в баз}} k_{G_{\text{п}}}^{\text{ВТ}}}{T_{\text{кНТ}}^* G_{\text{п з в}} \left(\pi_{\text{кВТ}}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right)} \right]_i,$$

де $l_{\text{т}}$ і $l_{\text{к}}$ відповідно питомі роботи турбіни та компресора ВТ.

За базові значення зведених величин – частот обертання роторів високого і низького тисків, годинної витрати палива – брали відповідні значення для максимального режиму роботи двигуна [3]: ($n_{\text{ВТ з в баз}} = 16640$ об/хв, $n_{\text{НТ з в баз}} = 10750$ об/хв, $G_{\text{п з в баз}} = 855$ кг/год).

Урахування теплообміну для двигуна в цілому з великою кількістю різних деталей є занадто трудоміською технічною задачею. Передбачається порівнювати розрахункові вихідні характеристики двигуна з характеристиками, отриманими в результаті проведення досліджень на прогрітому ГТД.

Вихідними даними для реалізації математичної моделі двигуна є такі рівняння:

$$\pi_{\text{кНТ}}^* = 0,9611 - 0,89943 \cdot 10^{-5} n_{\text{НТ з в баз}} + 0,69454 \cdot 10^{-8} n_{\text{НТ з в баз}}^2;$$

$$\eta_{\text{кНТ}}^* = 0,6475 + 0,46146 \cdot 10^{-4} n_{\text{НТ з в баз}} - 0,23546 \cdot 10^{-8} n_{\text{НТ з в баз}}^2;$$

$$G_{\text{в}\Sigma\text{з в}} = -11,554 + 0,6284 \cdot 10^{-2} n_{\text{НТ з в баз}} - 0,1039 \cdot 10^{-6} n_{\text{НТ з в баз}}^2;$$

$$\pi_{\text{кВТ}}^* = -6,6785 + 0,9172 \cdot 10^{-3} n_{\text{ВТ з в баз}} - 0,1435 \cdot 10^{-7} n_{\text{ВТ з в баз}}^2;$$

$$\eta_{\text{кВТ}}^* = -0,02917 + 1,0330 \cdot 10^{-4} n_{\text{ВТ з в баз}} - 0,3045 \cdot 10^{-8} n_{\text{ВТ з в баз}}^2;$$

$$m = -1,21811 + 0,45347 \cdot 10^{-3} n_{\text{ВТ з в баз}} - 0,1564 \cdot 10^{-7} n_{\text{ВТ з в баз}}^2;$$

$$G_{\text{в}\text{з в}} = G_{\text{в}\Sigma\text{з в}} / (m + 1);$$

$$T_{\text{т}}^* = 546,2 - 3,485 \cdot 10^{-2} n_{\text{ВТ з в баз}} + 4,0402 \cdot 10^{-6} n_{\text{ВТ з в баз}}^2;$$

$$T_{\text{тВТ}}^* = 522,4 + 3,0625 \cdot 10^{-3} n_{\text{НТ з в баз}} + 2,9349 \cdot 10^{-6} n_{\text{НТ з в баз}}^2;$$

$$G_{\text{п з в}} = 4587,33 - 0,7063 n_{\text{ВТ з в баз}} + 0,28965 \cdot 10^{-4} n_{\text{ВТ з в баз}}^2;$$

$$G_{\text{п з в}} = 758,44 - 0,19149 n_{\text{НТ з в баз}} + 0,18648 \cdot 10^{-4} n_{\text{НТ з в баз}}^2;$$

$$n_{\text{НТ з в баз}} = 5134 +$$

$$+ \sqrt{5,3625 \cdot 10^4 G_{\text{п}} - 0,1431 \cdot 10^8 G_{\text{п}}^2};$$

$$n_{\text{ВТ з в баз}} = 12192 +$$

$$+ \sqrt{3,45244 \cdot 10^4 G_{\text{п}} - 9,7218 \cdot 10^6 G_{\text{п}}^2};$$

$$\frac{\delta n_{\text{НТ з в баз}}}{\delta G_{\text{п з в}}} = 9,4992 + 0,0007865 n_{\text{НТ з в баз}} - 0,1148 \cdot 10^{-6} n_{\text{НТ з в баз}}^2;$$

$$\frac{\delta n_{\text{ВТ}}}{\delta G_{\text{п з в}}} = -137,5019 + 0,021258 n_{\text{ВТ з в баз}} - 0,7765 \cdot 10^{-7} n_{\text{ВТ з в баз}}^2;$$

$$\frac{\delta n_{\text{НТ з в баз}}}{\delta n_{\text{ВТ з в баз}}} = 2,20519 - 0,00014928 n_{\text{НТ з в баз}} - 0,4128 \cdot 10^{-8} n_{\text{НТ з в баз}}^2;$$

$$\frac{\delta n_{\text{ВТЗВ}}}{\delta n_{\text{НТЗВ}}} = 0,0572 + 0,3904 \cdot 10^{-4} n_{\text{ВТЗВ}} - 0,83465 \cdot 10^{-9} n_{\text{ВТЗВ}}^2$$

Результати досліджень

Використовуючи запропоновану математичну модель двигуна і рівняння регресії, що апроксимують характеристики компресорів низького і високого тисків, а також дросельні характеристики двигуна, виконано розрахунки постійних часу і коефіцієнтів підсилення роторів за витратою палива і за частотами обертання суміжних роторів (табл. 1).

Розрахункові значення статичних і динамічних параметрів ТРДД АІ-25 як об'єкта керування і діагностування які відповідають вихідному технічному стану його проточної частини, наведено в табл. 1. У процесі експлуатації якість проточної частини двигуна погіршується і досліджувані параметри двигуна змінюються.

Таблиця 1

Результати розрахунків статичних і динамічних параметрів ТРДД АІ-25 у його вихідному стані

Параметри	Зведена частота обертання ротора $n_{\text{ВТЗВ}}$				
	14180	14610	15160	15675	16640
$n_{\text{НДЗВ}}$	7770	8270	8950	9560	10750
S	1,825	1,767	1,694	1,639	1,548
$G_{\text{ПЗВ}}$	396	451	538	632	855
$T_{\text{Г}}^*$	915	940	995	1056	1179
$T_{\text{ТВГ}}^*$	755	780	820	865	972
$T_{\text{КНТ}}^*$	315	318	323	329	342
$\pi_{\text{КВТ}}^*$	3,71	3,90	4,15	4,42	4,97
$\pi_{\text{КНТ}}^*$	1,360	1,426	1,515	1,595	1,751
$\eta_{\text{КВТ}}^*$	0,850	0,855	0,856	0,846	0,830
$\eta_{\text{КНТ}}^*$	0,869	0,872	0,877	0,861	0,840
$K_{G_{\text{H}}}^{\text{НТ}}$	0,8110	0,6679	0,5668	0,4516	0,3927
$K_{n_{\text{ВТ}}}^{\text{НТ}}$	1,9088	1,9088	1,9088	1,9088	1,9088
$K_{G_{\text{H}}}^{\text{ВТ}}$	0,4019	0,3257	0,2684	0,2354	0,1982
$K_{n_{\text{НТ}}}^{\text{ВТ}}$	0,5238	0,5238	0,5238	0,5238	0,5238
$T_{G_{\text{H}}}^{\text{НТ}}$	2,0628	1,3796	0,8341	0,5351	0,2447
$T_{G_{\text{H}}}^{\text{ВТ}}$	4,4974	3,5123	2,5747	1,8774	1,2931

Степінь зміни цих параметрів, який може бути оцінений кількісно, характеризує рівень деградації двигуна. Таким чином, моніторинг

технічного стану двигунів в експлуатації може бути зведений до моніторингу зміни статичних і динамічних параметрів ГТД.

Для перевірки рівня зміни статичних і динамічних параметрів двигуна на робочі лопатки першого ступеня компресора НТ буде нанесений склад, що містить силікатний клей і корунд. Нанесення такого складу на спинки лопаток погіршувало їх обтікання і, як наслідок, коефіцієнт корисної дії і степінь підвищення тиску компресора НТ. Випробування проводили на моторовипробувальній станції кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету. У процесі випробувань знімали дросельну характеристику двигуна АІ-25 і реєстрували ті робочі параметри, які потрібні для розрахунків статичних і динамічних характеристик. Результати вимірів і розрахунків наведено в табл. 2.

Таблиця 2

Результати розрахунків статичних і динамічних параметрів ТРДД АІ-25 із зміненими характеристиками компресора КНТ

Параметри	Зведена частота обертання ротора $n_{\text{ВТЗВ}}$				
	14180	14610	15160	15675	16640
$n_{\text{НТЗВ}}$	7575	8080	8715	9325	10480
S	1,872	1,808	1,739	1,681	1,588
$G_{\text{ПЗВ}}$	424	484	574	678	920,8
$T_{\text{Г}}^*$	916	942	995	1055	1180
$T_{\text{ТВГ}}^*$	756	782	820	872	980
$T_{\text{КНТ}}^*$	314	317	322	326	339
$\pi_{\text{КНТ}}^*$	1,244	1,300	1,375	1,464	1,605
$\eta_{\text{КНТ}}^*$	0,823	0,824	0,823	0,814	0,793
$\pi_{\text{КВТ}}^*$	3,715	3,915	4,170	4,440	5,010
$\eta_{\text{КВТ}}^*$	0,852	0,857	0,858	0,848	0,831
$K_{G_{\text{H}}}^{\text{НТ}}$	0,8216	0,6677	0,5638	0,4915	0,4017
$K_{n_{\text{ВТ}}}^{\text{НТ}}$	1,875	1,875	1,875	1,875	1,875
$K_{G_{\text{H}}}^{\text{ВТ}}$	0,4436	0,3539	0,2824	0,2536	0,2243
$K_{n_{\text{НТ}}}^{\text{ВТ}}$	0,5333	0,5333	0,533	0,5333	0,5333
$T_{G_{\text{H}}}^{\text{НТ}}$	2,4195	1,6231	0,9849	0,5906	0,2433
$T_{G_{\text{H}}}^{\text{ВТ}}$	3,5823	2,5775	1,8501	1,4690	1,0331

Для оцінювання граничного стану проточної частини двигуна, з досягненням якого подальша експлуатація стає небезпечною з погляду на без-

пеку польотів, чи економічно не доцільна через значне підвищення витрати палива, необхідно досліджувати параметри двигунів, що знімаються в експлуатації, і в такий спосіб збирати статистичний матеріал, що забезпечує надійне розпізнавання передвідмовного стану ГТД.

Висновки

Зниження в процесі експерименту коефіцієнта корисної дії компресора НТ на середніх режимах на 6 % і ступеня підвищення тиску повітря на 9 % призвело до зниження постійної часу ротора В на 20 % і збільшення коефіцієнта підсилення ротора ВТ за витратою палива на 5...10 %.

Найімовірніше, що таку значну зміну статичних і динамічних параметрів ротора ВТ зумовило збільшення витрати палива на 6...8 %. Водночас постійна часу ротора НТ збільшилася на зниженому режимі на 14 % і залишилася майже без зміни на максимальному режимі. Без змін у всьому діапазоні експлуатаційних режимів зали-

шився коефіцієнт підсилення ротора НТ за витратою палива.

Стендові випробування ГТД з імітацією ушкоджень різних елементів ротора і статора дозволять ідентифікувати технічний стан вузлів і двигуна в цілому по співвідношеннях статичних і динамічних параметрів. При цьому додаткову інформацію про технічний стан двигуна можна отримати, аналізуючи відносні зміни витрати палива і ковзання роторів S.

Список літератури

1. Черкасов Б.А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1988. – 360 с.
2. Динамика авиационных ГТД/ Г.В. Добрянский, Т.С. Мартыанова. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.

3. Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов. Управление ВРД / Под ред. А.А. Шевякова.– М.: Машиностроение, 1976.–344 с.

Стаття надійшла до редакції 24.03.04.

А.Е. Карпов

Математическая модель турбореактивного двухконтурного двигателя для исследования его статических и динамических характеристик

Определены требования к математической модели авиационного турбореактивного двухконтурного двигателя, используемой для расчетов его статических и динамических параметров, необходимых для оценки технического состояния двигателя в эксплуатационных условиях. Приведены математическая модель турбореактивного двухконтурного двигателя АИ-25 и результаты расчетов статических и динамических параметров при различных технических состояниях двигателя.

А.Е. Карпов

Turbofan engine mathematic model for its static and dynamic characteristics research

Demands to mathematical model of the turbofan engine are determined in the article. The mathematical model is used for calculations static and dynamic parameters, which are required for estimation of engine technical state in operation. There are the mathematical model of the turbofan engine АИ-25 and the results of calculations static and dynamic parameters at initial condition in the article.