

Таблиця 5

**Характеристики оптимальної черги обслуговування літаків
для різних термінів відкриття аеропорту**

Час відкриття, год	Оптимальна черга обслуговування літаків	Сумарні втрати, дол.
13.00	Рейси № 2, 5, 1, 6, 3, 4	227 655
14.00	Рейси № 2, 5, 1, 6, 3, 4	255 017
15.00	Рейси № 2, 5, 1, 6, 3, 4	291 739
16.00	Рейси № 2, 5, 1, 6, 3, 4	320 589
17.00	Рейси № 2, 5, 1, 6, 3, 4	366 527

Таким чином, для аеропорту Сана використання запропонованої методики оптимізації дозволяє в два рази зменшити сумарні вартісні втрати через затримки рейсів. Для умов аеропорту Сана зміна часу відкриття аеропорту в інтервалі від 1 до 5 год не впливає на оптимальну чергу обслуговування літаків затриманих рейсів.

Список літератури

1. *Анодина Т.Г., Кузнецов А.А.* Автоматизация управления воздушным транспортом. – М.: Знание, 1984. – 64 с.
2. *Саркисян С.А.* Теория прогнозирования и принятия решений. – М.: Высш. шк., 1977. – 350 с.
3. *Coming to terms with D&C&A Aircraft Technology Engineering & Maintenance.* – Dec. 1998. – Jan. 1999. – P. 38 – 42.

Стаття надійшла до редакції 19.03.01.

УДК 629.735.036.001.57

ББК 0551,413-082.051-016 8041.0

А.В. Тарасенко, В.В. Якименко
О.С. Чорній, В.М. Степаненко

**ДІАГНОСТИЧНА МОДЕЛЬ
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА Д-30КП**

Наведено неявну діагностичну модель турбореактивних двоконтурних двигунів Д-30КП для оцінки їхнього технічного стану за даними, одержаними під час польоту. Запропоновано математичну модель, яка описує справний технічний стан турбореактивного двоконтурного двигуна Д-30КП, та формули для розрахунку діагностичних нев'язок.

Значна кількість грузових перевезень в Україні та за її межами виконується на сьогодні літаками Ил-76 з двигунами Д-30КП різних модифікацій. Аналіз стану парку двигунів свідчить про те, що більшість з них мають напрацювання, близьке до призначених ресурсів, а деякі з них мають чималі запаси ресурсів, але календарні терміни їхньої експлуатації вже перевищили встановлені межі.

Ринкові умови господарювання стимулюють авіакомпанії експлуатувати авіаційну техніку до вичерпання дійсних ресурсних можливостей, отримати від експлуатації авіаційної техніки максимальний прибуток. Однак при цьому необхідно дотримуватися вимог щодо забезпечення безпеки польотів.

Двигуни Д-30КП мають низький рівень контролепридатності і розраховані на експлуатацію до відпрацювання призначеного ресурсу в межах встановленого календарного терміну експлуатації з контролем технічного стану (ТС) під час технічного обслуговування. Аналіз існуючої системи оцінки ТС двигунів Д-30КП свідчить про те, що всі методи і засоби діагно-

сткування, передбачені діючою нормативно-технічною документацією, мають один загальний недолік – вони фіксують факт появи несправності без прогнозу розвитку процесу, який призвів до появи несправності. Це пов'язано з тим, що ТС двигуна оцінюється тільки під час регламентного технічного обслуговування, тобто з визначеною періодичністю. Експлуатація авіаційних двигунів з максимальною економічною ефективністю при мінімальній імовірності відмови під час польоту потребує достовірного контролю та аналізу їх ТС з періодичністю до одного польоту. Реалізація такого принципу контролю та аналізу ТС двигунів набуває особливого значення при прийнятті рішень щодо продовження календарних термінів експлуатації двигунів Д-30КП, які не відпрацювали призначеного ресурсу в годинах та польотних циклах.

Запропонована діагностична модель являє собою неявну діагностичну модель і є складовою частиною автоматизованої системи діагностування двигунів Д-30КП, призначеної для контролю з періодичністю в один політ і всебічної оцінки ТС двигунів за параметрами, зареєстрованими під час горизонтального польоту на сталих режимах роботи.

Неявна діагностична модель передбачає наявність математичної моделі, яка описує один справний стан двигуна, і наявність правил прийняття рішень щодо розпізнавання ТС двигуна, відмінного від описаного.

Розроблена математична модель двовалових турбореактивних двоконтурних двигунів Д-30КП описує справний ТС двигуна, при якому дотримується геометрична подібність елементів проточної частини двигуна, забезпечується подібність течій газових потоків на газодинамічно подібних режимах роботи. Як критерій подібності режимів роботи газогенератора двигуна в запропонованій математичній моделі використовується ковзання роторів

$$S = n_{н.т.пр} / n_{в.т.пр}, \quad (1)$$

де $n_{н.т.пр}$ – частота обертання ротора низького тиску, зведена до стандартних атмосферних умов (САУ); $n_{в.т.пр}$ – частота обертання ротора високого тиску, зведена до САУ.

Аналітично запропонована математична модель може бути подана у вигляді множини залежностей

$$\{\dots, X_{jпр}, \dots\} = f(S), \quad (2)$$

де $X_{jпр}$ – j -й зведений до САУ параметр роботи двигуна; S – критерій подібності режимів роботи двигуна, який визначається за формулою (1).

Беручи до уваги, що S є функцією двох аргументів $n_{в.т.пр}$ і $n_{н.т.пр}$, можна записати:

$$S = f_n(n_{н.т.пр}) = S_n; \quad (3)$$

$$S = f_v(n_{в.т.пр}) = S_v; \quad (4)$$

що для справного двигуна є рівнозначним, оскільки $S_v = S_n$. Але у разі відхилення фактичного стану двигуна від справного у загальному випадку внаслідок порушення геометричної подібності елементів проточної частини двигуна або з інших причин, що призвели до змін коефіцієнтів корисної дії його вузлів та перерозподілу енергії між роторами, буде мати місце нерівність $S_v \neq S_n$. Тому залежності (3) та (4) також входять до складу математичної моделі справного ТС двигуна.

За допомогою залежностей (3) і (4) можна вирішити і зворотну задачу, тобто:

$$N_{в.т.пр} = f_v(S); \quad (5)$$

$$N_{н.т.пр} = f_n(S). \quad (6)$$

Залежності (2) – (6), які характеризують справний ТС двигуна, будемо називати еталонними і позначати верхнім індексом «е». На режимах, більших від режимів вмикання механізації компресора, залежності (2) – (6) являють собою монотонні функції, які можуть бути описані поліномами n -го степеня.

У запропонованій діагностичній моделі використовується середньостатистична математична модель справного ТС двигунів Д-30КП/КП-2. Як вихідні дані для розрахунку коефіцієнтів поліномів залежностей були використані формулярні дані 20 двигунів Д-30КП-2 на

п'яти режимах роботи: злітному, максимально тривалому, 0,9 від максимально тривалого, 0,7 від максимально тривалого і 0,6 від максимально тривалого.

Таким чином, математична модель справного стану двигуна Д-30КП-2 являє собою таку множину еталонних залежностей:

$$n_{н.т.пр.i}^e = f(S_i) = 68,7517 - 133,4288 S_i + 167,9877 S_i^2; \quad (7)$$

$$n_{в.т.пр.i}^e = f(S_i) = 113,5672 - 126,811 S_i + 116,909 S_i^2; \quad (8)$$

$$S_{нi}^e = f(n_{н.т.пр.i}^e) = 0,0906 + 0,0132 n_{н.т.пр.i}^e - 0,000043 n_{н.т.пр.i}^{e2}; \quad (9)$$

$$S_{вi}^e = f(n_{в.т.пр.i}^e) = -2,5997 + 0,0623 n_{в.т.пр.i}^e - 0,00027 n_{в.т.пр.i}^{e2}; \quad (10)$$

$$T_{т.пр.i}^{*e} = f(S_i) = 1853,2734 - 3510,4965 S_i + 2633,0798 S_i^2; \quad (11)$$

$$T_{т.пр.нi}^{*e} = f(S_{нi}^e) = 1853,2734 - 3510,4965 S_{нi}^e + 2633,0798 S_{нi}^{e2}; \quad (12)$$

$$T_{т.пр.вi}^{*e} = f(S_{вi}^e) = 1853,2734 - 3510,4965 S_{вi}^e + 2633,0798 S_{вi}^{e2}; \quad (13)$$

$$\left(\frac{n_{н.т.пр.}}{T_{т.пр.}^*} \right)_i^e = f(S_i) = -0,8168 + 4,6797 S_i - 0,5529 S_i^2; \quad (14)$$

$$\left(\frac{n_{н.т.пр.}}{T_{т.пр.}^*} \right)_{нi}^e = f(S_{нi}^e) = -0,8168 + 4,6797 S_{нi}^e - 0,5529 S_{нi}^{e2}; \quad (15)$$

$$\left(\frac{n_{н.т.пр.}}{T_{т.пр.}^*} \right)_{вi}^e = f(S_{вi}^e) = -0,8168 + 4,6797 S_{вi}^e - 0,5529 S_{вi}^{e2}; \quad (16)$$

$$G_{п.пр.i}^e = f(S_i) = 37340,8459 - 99928,8339 S_i + 70959,3236 S_i^2; \quad (17)$$

$$G_{п.пр.нi}^e = f(S_{нi}^e) = 37340,8459 - 99928,8339 S_{нi}^e + 70959,3236 S_{нi}^{e2}; \quad (18)$$

$$G_{п.пр.вi}^e = f(S_{вi}^e) = 37340,8459 - 99928,8339 S_{вi}^e + 70959,3236 S_{вi}^{e2}; \quad (19)$$

$$\left(\frac{G_{п.пр.}}{T_{т.пр.}^*} \right)_i^e = f(S_i) = 18,4855 - 52,6796 S_i + 42,9856 S_i^2; \quad (20)$$

$$\left(\frac{G_{п.пр.}}{T_{т.пр.}^*} \right)_{нi}^e = f(S_{нi}^e) = 18,4855 - 52,6796 S_{нi}^e + 42,9856 S_{нi}^{e2}; \quad (21)$$

$$\left(\frac{G_{п.пр.}}{T_{т.пр.}^*} \right)_{вi}^e = f(S_{вi}^e) = 18,4855 - 52,6796 S_{вi}^e + 42,9856 S_{вi}^{e2}; \quad (22)$$

$$P_{п.пр.i}^e = f(S_i) = 1082,578 - 2533,6683 S_i + 1544,2789 S_i^2; \quad (23)$$

$$P_{п.пр.нi}^e = f(S_{нi}^e) = 1082,578 - 2533,6683 S_{нi}^e + 1544,2789 S_{нi}^{e2}; \quad (24)$$

$$P_{п.пр.вi}^e = f(S_{вi}^e) = 1082,578 - 2533,6683 S_{вi}^e + 1544,2789 S_{вi}^{e2}; \quad (25)$$

$$\left(\frac{G_{п.пр.}}{P_{п.пр.}^*} \right)_i^e = f(S_i) = 367,6546 - 1018,8054 S_i + 799,2292 S_i^2; \quad (26)$$

$$\left(\frac{G_{п.пр.}}{P_{п.пр.}^*} \right)_{нi}^e = f(S_{нi}^e) = 367,6546 - 1018,8054 S_{нi}^e + 799,2292 S_{нi}^{e2}; \quad (27)$$

$$\left(\frac{G_{п.пр.}}{P_{п.пр.}^*} \right)_{вi}^e = f(S_{вi}^e) = 367,6546 - 1018,8054 S_{вi}^e + 799,2292 S_{вi}^{e2}, \quad (28)$$

де i – індекс польоту.

Залежності (9) і (10) у цій моделі виконують допоміжну функцію і використовуються для реалізації інших залежностей.

Маючи значення параметрів роботи двигуна, зареєстровані бортінженером у карті реєстрації значень параметрів та напрацювання двоконтурних двигунів під час виконання рейсів в i -му польоті і зведені до земних САУ, за залежностями (7) і (8) визначають значення $n_{вт.пр.}^e$ та $n_{вт.пр.i}^e$, тобто значення частот обертання роторів, якими вони були б у разі справного ТС двигуна при фактичному значенні ковзання роторів у цьому польоті. Використовуючи залежності (9) і (10), неважко визначити значення $S_{вi}^e$ та $S_{вi}^e$, тобто значення S_i , які мають бути у разі справного двигуна при фактичних значеннях $n_{вт.пр.}^e$ та $n_{вт.пр.i}^e$. З використанням залежностей (11) – (28) визначають еталонні значення параметрів роботи двигуна, які відповідають значенням S_i , $S_{вi}^e$ і $S_{вi}^e$, тобто якими вони були б у разі справного стану двигуна при фактичному значенні ковзання роторів в i -му польоті.

Мірою відхилення фактичного ТС двигуна від його справного стану є нев'язки діагностичних ознак (НДО). Під абсолютною нев'язкою діагностичної ознаки слід розуміти різницю між фактичним значенням параметра роботи двигуна, отриманим в i -му польоті, зведеним до САУ і відображеним фактичний ТС двигуна, та його еталонним значенням, розрахованим за математичною моделлю справного стану. Однак використання абсолютних НДО для формування образів несправностей утруднене через різницю в одиницях вимірювання параметрів роботи двигуна. У зв'язку з цим неможливо кількісно порівняти діагностичну цінність різних абсолютних НДО. Для усунення цього недоліку і зведення до одного найбільш імовірного газодинамічноподібного або так званого стандартного режиму діагностування абсолютні НДО перетворюють у відносні безрозмірні:

$$\delta(X_{jпр})_i = (X_{jпрi} - X_{jпрi}^e) / X_{jпрi}^e,$$

де $X_{jпрi}$ – зведене до САУ значення j -го параметра (або відношення параметрів) в i -му польоті; $X_{jпрi}^e$ – еталонне значення j -го параметра роботи двигуна (або відношення параметрів), розраховане за математичною моделлю справного стану двигуна для i -го польоту; $X_{jпрi}^e$ – еталонне значення j -го параметра роботи двигуна (або відношення параметрів) на стандартному режимі діагностування, розраховане за математичною моделлю справного стану двигуна для $S_i = S^e = 0,9$.

За значення S^e приймається математичне сподівання ковзання роторів на сталому режимі роботи двигуна у крейсерському польоті літака при $n_{в.д} = 88\%$.

Для усунення впливу похибок вимірювання та реєстрації різнойменних параметрів роботи двигуна відносні НДО нормуються:

$$N(X_{jпр})_i = \frac{\delta(X_{jпр})_i}{\sigma[\delta(X_{jпр})]_{20}} - D(X_{jпр})_{20},$$

де $\sigma[\delta(X_{jпр})]_{20}$ – середнє квадратичне відхилення відносних НДО, яке є коефіцієнтом нормування і розраховується для кожного конкретного екземпляра двигуна за даними перших 20 польотів.

Середнє квадратичне відхилення відносних НДО розраховується за формулою

(28)

$$\sigma[\delta(X_{jnp})]_{20} = \sqrt{\frac{1}{20} \sum_{i=1}^{20} (\delta(X_{jnp})_i - \overline{\delta(X_{jnp})_{20}})^2}$$

де $\overline{\delta(X_{jnp})_{20}}$ – математичне сподівання відносних НДО, що розраховується для кожного конкретного екземпляра двигуна за даними перших 20 польотів за формулою

$$\overline{\delta(X_{jnp})_{20}} = \frac{1}{20} \sum_{i=1}^{20} \delta(X_{jnp})_i$$

Для виключення впливу систематичних складових похибок визначення НДО відносні нормовані НДО центруються:

$$N(X_{jnp})_i = D(X_{jnp})_i - \overline{D(X_{jnp})_{20}} \tag{29}$$

де $\overline{D(X_{jnp})_{20}}$ – математичне сподівання відносних нормованих НДО, що розраховується для кожного конкретного екземпляра двигуна за даними перших 20 польотів за формулою

$$\overline{D(X_{jnp})_{20}} = \frac{1}{20} \sum_{i=1}^{20} D(X_{jnp})_i$$

Відносні, нормовані та центровані НДО, розраховані за формулою (29), далі будемо називати діагностичними нев'язками. Таким чином, використання діагностичних нев'язок, розрахованих за формулою (29), дозволяє порівнювати нев'язки різної фізичної природи, встановлювати єдині допуски на їхні зміни і виключити систематичні похибки їх визначення.

У запропонованій діагностичній моделі аналізуються діагностичні нев'язки, які розраховуються за формулою (29):

$$N(n_{н.т.пр})_i = \frac{n_{н.т.пр i} - n_{н.т.пр}^e}{n_{н.т.пр}^e \sigma[\delta(n_{н.т.пр})]_{20}} - \overline{D(n_{н.т.пр})_{20}} = NN;$$

$$N(n_{в.т.пр})_i = \frac{n_{в.т.пр i} - n_{в.т.пр}^e}{n_{в.т.пр}^e \sigma[\delta(n_{в.т.пр})]_{20}} - \overline{D(n_{в.т.пр})_{20}} = NV;$$

$$N(T_{т.пр}^*)_i = \frac{T_{т.пр i}^* - T_{т.пр}^{*e}}{T_{т.пр}^{*e} \sigma[\delta(T_{т.пр}^*)]_{20}} - \overline{D(T_{т.пр}^*)_{20}} = TS;$$

$$N(T_{т.пр}^*)_{ні} = \frac{T_{т.пр i}^* - T_{т.пр ні}^{*e}}{T_{т.пр}^{*e} \sigma[\delta(T_{т.пр}^*)_{ні}]_{20}} - \overline{D(T_{т.пр}^*)_{ні 20}} = TN;$$

$$N(T_{т.пр}^*)_{ві} = \frac{T_{т.пр i}^* - T_{т.пр ві}^{*e}}{T_{т.пр}^{*e} \sigma[\delta(T_{т.пр}^*)_{ві}]_{20}} - \overline{D(T_{т.пр}^*)_{ві 20}} = TV;$$

$$N\left(\frac{n_{н.т.пр}}{\sqrt{T_{т.пр}^*}}\right)_i = \frac{\left(\frac{n_{н.т.пр}}{\sqrt{T_{т.пр}^*}}\right)_i - \left(\frac{n_{н.т.пр}}{\sqrt{T_{т.пр}^*}}\right)_i^e}{\left(\frac{n_{н.т.пр}}{\sqrt{T_{т.пр}^*}}\right)_i^e \sigma\left[\delta\left(\frac{n_{н.т.пр}}{\sqrt{T_{т.пр}^*}}\right)\right]_{20}} - \overline{D\left(\frac{n_{н.т.пр}}{\sqrt{T_{т.пр}^*}}\right)_{20}} = NTS;$$

$$N\left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_{\text{Hi}} = \frac{\left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_i - \left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_{\text{Hi}}^e}{\left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_{S^c}^e \left[\sigma \left[\delta \left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_{\text{H}} \right]_{20} \right]} - D\left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_{\text{H}20} = \text{NTN};$$

$$N\left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_{\text{Bi}} = \frac{\left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_i - \left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_{\text{Bi}}^e}{\left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_{S^c}^e \left[\sigma \left[\delta \left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_{\text{B}} \right]_{20} \right]} - D\left(\frac{n_{\text{н.т.пр}}}{\sqrt{T_{\text{т.пр}}^*}}\right)_{\text{B}20} = \text{NTV};$$

$$N(G_{\text{п.пр}})_i = \frac{G_{\text{п.пр}i} - G_{\text{п.пр}i}^e}{G_{\text{п.пр}S^c}^e \left[\sigma \left[\delta(G_{\text{п.пр}}) \right]_{20} \right]} - \overline{D(G_{\text{п.пр}})_{20}} = \text{GS};$$

$$N(G_{\text{п.пр}})_{\text{Hi}} = \frac{G_{\text{п.пр}i} - G_{\text{п.пр}Hi}^e}{G_{\text{п.пр}S^c}^e \left[\sigma \left[\delta(G_{\text{п.пр}})_{\text{H}} \right]_{20} \right]} - \overline{D(G_{\text{п.пр}})_{\text{H}20}} = \text{GN};$$

$$N(G_{\text{п.пр}})_{\text{Bi}} = \frac{G_{\text{п.пр}i} - G_{\text{п.пр}Bi}^e}{G_{\text{п.пр}S^c}^e \left[\sigma \left[\delta(G_{\text{п.пр}})_{\text{B}} \right]_{20} \right]} - \overline{D(G_{\text{п.пр}})_{20}} = \text{GV};$$

$$N(P_{\text{п.пр}})_i = \frac{P_{\text{п.пр}i} - P_{\text{п.пр}i}^e}{P_{\text{п.пр}S^c}^e \left[\sigma \left[\delta(P_{\text{п.пр}}) \right]_{20} \right]} - \overline{D(P_{\text{п.пр}})_{20}} = \text{PS};$$

$$N(P_{\text{п.пр}})_{\text{Hi}} = \frac{P_{\text{п.пр}i} - P_{\text{п.пр}Hi}^e}{P_{\text{п.пр}S^c}^e \left[\sigma \left[\delta(P_{\text{п.пр}})_{\text{H}} \right]_{20} \right]} - \overline{D(P_{\text{п.пр}})_{\text{H}20}} = \text{PN};$$

$$N(P_{\text{п.пр}})_{\text{Bi}} = \frac{P_{\text{п.пр}i} - P_{\text{п.пр}Bi}^e}{P_{\text{п.пр}S^c}^e \left[\sigma \left[\delta(P_{\text{п.пр}})_{\text{B}} \right]_{20} \right]} - \overline{D(P_{\text{п.пр}})_{\text{B}20}} = \text{PV};$$

$$N\left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_i = \frac{\left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_i - \left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_i^e}{\left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_{S^c}^e \left[\sigma \left[\delta \left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right) \right]_{20} \right]} - D\left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_{20} = \text{GTS};$$

$$N\left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_{\text{Hi}} = \frac{\left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_i - \left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_{\text{Hi}}^e}{\left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_{S^c}^e \left[\sigma \left[\delta \left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_{\text{H}} \right]_{20} \right]} - D\left(\frac{G_{\text{п.пр}}}{T_{\text{т.пр}}^*}\right)_{\text{H}20} = \text{GTN};$$

$$N \left(\frac{G_{п.п.р}}{T_{т.п.р}^*} \right)_{Bi} = \frac{\left(\frac{G_{п.п.р}}{T_{т.п.р}^*} \right)_i - \left(\frac{G_{п.п.р}}{T_{т.п.р}^*} \right)_{Bi}}{\left(\frac{G_{п.п.р}}{T_{т.п.р}^*} \right)_{S^c} \sigma \left[\delta \left(\frac{G_{п.п.р}}{T_{т.п.р}^*} \right) \right]_{20}} - D \left(\frac{G_{п.п.р}}{T_{т.п.р}^*} \right)_{в20} = GTV;$$

$$N \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_i = \frac{\left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_i - \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_i}{\left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_{S^c} \sigma \left[\delta \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right) \right]_{20}} - D \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_{20} = GPS;$$

$$N \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_{Hi} = \frac{\left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_i - \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_{Hi}}{\left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_{S^c} \sigma \left[\delta \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right) \right]_{20}} - D \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_{н20} = GPN;$$

$$N \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_{Bi} = \frac{\left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_i - \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_{Bi}}{\left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_{S^c} \sigma \left[\delta \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right) \right]_{20}} - D \left(\frac{G_{п.п.р}}{P_{п.п.р}} \right)_{в20} = GPV,$$

де NV, NN, TV, TN, TS, NTV, NTN, NTS, GV, GN, GS, GTV, GTN, GTS, PV, PN, PS, GPV, GPN, GPS – діагностичні нев’язки.

Слід зазначити, що в той час, коли двигун ще не налітав 20 польотів, необхідних для розрахунку коефіцієнтів нормування відносних НДО і математичного сподівання відносних нормованих НДО, замість $\sigma [\delta (X_{лп})]_{20}$ використовуються середньостатистичні коефіцієнти нормування, значення яких наведені в таблиці, а замість $\overline{D(X_{лп})}_{20}$ використовуються значення $\overline{D(X_{лп})}_5$, розраховані за першими п’ятьма польотами.

Середньостатистичні значення коефіцієнтів нормування діагностичних нев’язок

$\sigma [\delta (n_{нд пр})]_{20}$	$\sigma [\delta (n_{нд пр})]_{20}$	$\sigma [\delta (T_{т пр}^*)]_{20}$	$\sigma [\delta (T_{т пр}^*)_{н}]_{20}$	$\sigma [\delta (T_{т пр}^*)_{в}]_{20}$
0.015	0.015	0.05	0.05	0.05
$\sigma [\delta (\frac{n_{нд пр}}{\sqrt{T_{т пр}^*})}]_{20}$	$\sigma [\delta (\frac{n_{нд пр}}{\sqrt{T_{т пр}^*})}_{н}]_{20}$	$\sigma [\delta (\frac{n_{нд пр}}{\sqrt{T_{т пр}^*})}_{в}]_{20}$	$\sigma [\delta (G_{т пр})]_{20}$	$\sigma [\delta (G_{т пр})_{н}]_{20}$
0.02	0.02	0.02	0.12	0.12
$\sigma [\delta (G_{т пр})_{в}]_{20}$	$\sigma [\delta (P_{т пр})]_{20}$	$\sigma [\delta (P_{т пр})_{н}]_{20}$	$\sigma [\delta (P_{т пр})_{в}]_{20}$	$\sigma [\delta (\frac{G_{т пр}}{T_{т пр}^*})]_{20}$
0.12	0.23	0.23	0.23	0.11
$\sigma [\delta (\frac{G_{т пр}}{T_{т пр}^*})_{н}]_{20}$	$\sigma [\delta (\frac{G_{т пр}}{T_{т пр}^*})_{в}]_{20}$	$\sigma [\delta (\frac{G_{т пр}}{P_{т пр}})]_{20}$	$\sigma [\delta (\frac{G_{т пр}}{P_{т пр}})_{н}]_{20}$	$\sigma [\delta (\frac{G_{т пр}}{P_{т пр}})_{в}]_{20}$
0,11	0,11	0,4	0,4	0,4

Рішення про відхилення фактичного ТС двигунів від їхнього справного стану приймається на основі аналізу характеру та динаміки змін згаданого комплексу діагностичних нев'язок за напрацюванням. Допуски на зміни діагностичних нев'язок в запропонованій діагностичній моделі призначаються аналогічно допускам на зміни діагностичних нев'язок при діагностуванні двигунів НК-8-2У [1]. Загальні принципи розпізнавання станів двигуна, відмінних від справного, аналогічні наведеним у книзі [2].

Список літератури

1. *Автоматизированная система диагностирования ГТД АСД «Контроль – 8-2У»*: Инструкция-методика автоматизированного диагностирования ТРДД НК-8-2У с применением АСД «Контроль – 8-2У» / Л.П. Лозицкий, М.Д. Авдошко, А.В. Тарасенко и др. – К.: КИИГА, 1986. – 131 с.
2. *Практическая диагностика авиационных газотурбинных двигателей* /Л.П. Лозицкий, М.Д. Авдошко, А.В. Тарасенко и др. – М.: Транспорт, 1985. – 100 с.

Стаття надійшла до редакції 19.03.01

УДК 629.7

J. Stankūnas

INTEGRATED SYSTEM FOR TRAINING OF AVIATION SPECIALISTS

Co-operation between university and industrial potential is one of the most effective ways of organizing expensive studies in a small country. Co-operation between civil universities and military schools and structures is expedient in preparing reserve military specialist. An integrated system for the preparation of the specialists of civil and military aviation is precondition for the development of integrated management system of aviation and air space.

Lithuania boasts a rich tradition in aeronautics and aviation. The beginning can be traced back to 1650 when Kazimieras Semenavicius, a specialist in artillery issued the work "Artis Magnae Artilleriariae. Parts Prima", in which the idea of a multistage rocket was developed. The ideas of designing a flying apparatus were further advanced in the work "Samogitian Steam Plane" by the nobleman Aleksandras Griskevicius in 1843–1850, in which the idea of a man-controlled flight of an aerostat was put forward.

In 1919 the Lithuanian Air Force were established. In 1922 the first Lithuanian aircraft DOBI-1 designed by Jurgis Dobkevicius took off. In 1924–1940 Brigadier General and Commander-in-Chief of the Lithuanian Air Forces Antanas Gustaitis who was also a pilot and aviation designer too, designed and constructed nine models of the aircraft named ANBO. Technical characteristics of most of those models were on a par with the foreign analogues of the time. On the initiative of A.Gustaitis a modern aviation plant, suitable not only for repairs, but also for serial production of airplanes was set up. Between the years 1925 and 1939 a total of 65 of airplanes designed by A.Gustaitis were manufactured.

Production of sports gliders and planes was also launched there. Bronius Oskinis, Balys Karvelis were among the outstanding glider constructors.

Lithuania has been always rich in famous pilots. The name of Lithuania was first brought to public attention by the pilots Steponas Darius and Stasys Girenas whose victorious transatlantic flight from the USA to Lithuania in 1933 ended tragically on the European continent. At that time this flight was considered the second longest non-stop flight in the world, marked for high navigational precision. In Lithuania the famous test pilot of the Soviet space shuttle "Buran" Rimantas