

## МЕТОДИКА РАСЧЕТА МОМЕНТА НАСТУПЛЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНОГО СОСТОЯНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

*(Белорусский национальный технический университет)*

Из-за сложности конструкции и требования повышенной безотказности авиационному двигателю на всех этапах “жизни” уделяют особое внимание. При его создании необходимо учитывать высокую температуру и давление, повышенную вибрацию и большие центробежные силы.

Для сохранения репутации, получения дополнительных материальных средств за продление ресурса и отсутствия конкуренции являются основными причинами по которым завод-изготовитель существенно занижает срок эксплуатации двигателей.

Совершенствование параметров и непрерывный рост требований к каждому последующему поколению двигателей оказали существенное влияние на развитие методов и моделей расчета и экспериментальных исследований напряженно-деформированного состояния, определения ресурса и надежности конструкции газотурбинных двигателей. Более того, с течением времени существующие методики морально устаревают. Поэтому все большую актуальность приобретает проблема создания современных вероятностно-статистических методов управления надежностью двигателей, при развитии и совершенствования методов прогнозирования и подтверждения ресурса силовых установок.

Предлагается методика оценки ресурса авиационного двигателя на всех этапах его “жизни” по параметрам рабочего процесса и геометрическим характеристикам. Ее сущность заключается в следующем. Первоначально производится сбор статистических параметров авиационных двигателей отечественного и зарубежного производства. После анализа и обработки собранных данных определяются коэффициенты  $b$  эмпирической зависимости, с помощью одного из современных математических методов – метода множественной линейной регрессии, и подставляются в выражение (1).

$$\text{Re } s = b_0 + b_1 x_1 + b_2 x_2 + \dots + b_n x_n, \quad (1)$$

где  $\text{Re } s$  – ресурс авиационного двигателя;

$x_1 \dots x_n$  – параметры рабочего процесса и геометрические характеристики авиационного двигателя.

Согласно методу множественной линейной регрессии набору фиксированных значений независимых переменных  $X = \{X_0, X_1, X_2, \dots, X_k\}$  ставится в соответствие значение переменной  $\text{Re } s_i$ .

При составлении алгоритма вычисления коэффициентов уравнения регрессии, используется матричная форма записи системы уравнений и ее решения

$$b = \begin{bmatrix} b_0 \\ \cdot \\ \cdot \\ b_k \end{bmatrix} = (X^T X)^{-1} X^T \text{Re } s, \quad (2)$$

где  $b_0, b_1, \dots, b_k$  и есть определяемые в процессе численного эксперимента коэффициенты уравнения регрессии;

$X$  – матрица параметров и геометрических характеристик двигателей;

$\text{Re } s$  – матрица-столбец значения ресурса двигателей.

В численном эксперименте использовалось порядка двадцати одного авиационных двигателей отечественного и зарубежного производства (Табл. 1).

Таблица 1

№ п/п	Двигатель	$N_e$ [л.с.]	$M$ [кг]	$T_e^*$ [К]	God	$l$ [мм]	$b$ [мм]	$p_k$	Re s [час]
1.	ТВЗ-117ВМА	2200	293	1263	1987	2055	660	9.4	1500
2.	ТВЗ-117ВМ-02	2000	293	1263	1993	2055	660	9.4	1500
3.	ТВЗ-117ВМ	2200	293	1263	1983	2055	660	9.4	1500
4.	ТВЗ-117ВМА-03	2200	293	1263	1998	2055	660	9.4	1500
5.	ТВЗ-117КМ	2200	285	1263	1977	2055	650	9.4	1500
6.	ТВЗ-117ВМА-Ф	2500	310	1288	1999	2055	660	9.43	1500
7.	ТВ7-117В	2500	380	1530	2000	1780	635	17	1500
8.	ТВ3-117В	2100	285	1263	1981	2055	660	9.4	1500
9.	ARRIEL 2S1	856	130	1410	1996	1080	500	6	3000
10.	ARRIUS 2K1	670	115	1410	1993	968	470	6	3000
11.	ТВЗ-117ВК	2200	285	1263	1985	2055	660	9.4	1500
12.	ARRIEL 2C2	944	145	1430	1997	1015	498	8	3000
13.	ARRIEL 2B	848	130	1410	1994	1080	500	8	3000
14.	ARRIEL 1K1	738	120	1380	1987	1090	430	6.5	4000
15.	ARRIEL 2C1	839	145	1410	1996	1015	498	8	3000
16.	ARRIEL 1D1	732	120	1380	1989	1090	430	7	4000
17.	ARRIEL 1E2	738	120	1380	1991	1090	430	7	4000
18.	ARRIEL 1C2	738	120	1380	1993	1090	430	7	3000
19.	PT6T-3TWIN- PAC	900,5	294	1430	1968	1702	1118	6	6500
20.	PT6T-6	1025,3	317	1430	1990	1702	1118	7	6500
21.	ARRIUS 2B1	670	111	1270	1996	947	404	5.1	2500

Для уменьшения погрешности уравнения регрессии и приведения их к одному порядку, принято решение о переводе всех параметров в относительный вид таким образом, чтобы они принадлежали интервалу от 0 до 1:

$$\begin{aligned} \overline{M} &= \frac{M}{M_{\max}}; & \overline{N_e} &= \frac{N_e}{N_{e\max}}; & \overline{p_k} &= \frac{p_k}{p_{k\max}}; & \overline{T_e^*} &= \frac{T_e^*}{T_{e\max}^*}; \\ \overline{God} &= \frac{God}{God_{\max}}; & \overline{l} &= \frac{l}{l_{\max}}; & \overline{b} &= \frac{b}{b_{\max}}. \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\overline{M}$ ,  $\overline{p_k}$ ,  $\overline{God}$ ,  $\overline{Ne}$ ,  $\overline{l}$ ,  $\overline{T_2^*}$ ,  $\overline{b}$  – соответственно относительные величины массы, степени повышения давления воздуха в компрессоре, года создания, мощности, длины, температуры газа перед турбиной и ширины, а  $M_{\max}$ ,  $p_{k\max}$ ,  $God_{\max}$ ,  $Ne_{\max}$ ,  $l_{\max}$ ,  $T_2^*$ ,  $b_{\max}$  – базовое значение этих же величин.

Максимальное значение базовых параметров выбираются таким образом, чтобы их величины были больше максимального значения соответствующих величин представленных в таблице 1. Значение базовых величин выбрано следующим образом:

$$M_{\max} = 600 \text{ кг}; \quad p_{k\max} = 20; \quad God_{\max} = 2008; \quad Ne_{\max} = 5000 \text{ л.с.}; \quad (4)$$

$$l_{\max} = 4100 \text{ мм}; \quad T_2^*_{\max} = 1900 \text{ К}; \quad b_{\max} = 2000 \text{ мм}.$$

Для наиболее тщательного изучения ресурса авиационного двигателя было предложено рассматривать силовую установку как совокупность модулей: компрессор, камера сгорания, турбина. Из всего многообразия параметров модулей выбраны лишь те, которые наиболее полно описывают конструкцию и газодинамические процессы, а также не имеют математической связи между собой. К таким параметрам относятся:

- компрессор ( $Ne$  – максимальная мощность,  $M$  – масса двигателя,  $God$  – год создания двигателя,  $l$  – длина двигателя,  $b$  – ширина двигателя,  $p_k$  – степень повышения давления воздуха в компрессоре);
- камера сгорания ( $Ne$ ,  $T_2^*$  – максимальная температура газов перед турбиной,  $God$ ,  $l$ ,  $b$ );
- турбина ( $Ne$ ,  $M$ ,  $T_2^*$ ,  $God$ ,  $l$ ,  $b$ ).

После выполнения преобразований и вычислений, используя данные таблицы 1, эмпирическая зависимость для расчета ресурса компрессора примет вид

$$\overline{Res_K} = 4.208 - 0.736\overline{Ne} - 0.268\overline{M} - 4.082\overline{God} - 0.119\overline{l} + 1.27\overline{b} + 0.222\overline{p_k}, \quad (5)$$

где  $\overline{Res_K}$  – относительный ресурс компрессора авиационного двигателя.

Для камеры сгорания эмпирическая зависимость расчета ресурса примет вид

$$\overline{Res_{KC}} = 19.039 + 0.502\overline{T_2^*} - 19.205\overline{God} - 0.926\overline{l} + 0.965\overline{b}, \quad (6)$$

где  $\overline{Res_{KC}}$  – относительное значение ресурса камеры сгорания.

Аналогично для турбины имеем

$$\overline{Res_T} = -0.268 - 1.293\overline{Ne} + 0.04\overline{M} + 0.888\overline{T_2^*} - 0.192\overline{God} + 0.737\overline{l} + 0.626\overline{b}, \quad (7)$$

где  $\overline{Res_T}$  – относительное значение ресурса турбины.

Определить точность эмпирической зависимости (5), (6) и (7) не представляется возможным из-за незнания реального значения ресурса авиационного двигателя, то есть времени по истечении которого один из модулей двигателя будет непригоден к дальнейшей эксплуатации из-за факта износа или разрушения, а не ресурса представленного заводами изготовителями, который сильно занижен из-за боязни потерять авторитет или из-за отсутствия достоверных методик.

Принято решение, для проверки точности метода множественной линейной регрессии, об определении не менее важного параметра – массы авиационного двигателя. Масса

двигателя может быть измерена в любой момент времени и тем самым может быть использована для определения точности эмпирической зависимости. Полученное уравнение для нахождения массы авиационного двигателя, при проверке на адекватность показало погрешность 4 и 5% соответственно для двигателей участвующих и не участвующих в численном эксперименте. Что с определенной степенью достоверности говорит о достаточно высокой точности метода множественной линейной регрессии и полученной эмпирической зависимости для определения ресурса двигателя.

Проводя сравнительный анализ с существующими способами и методами оценки ресурса, хочется отметить, что самыми точными являются практические испытания, но они являются довольно дорогостоящими и невозможны для их проведения на каждом двигателе. Для наиболее полной оценки надежности авиационного двигателя необходимо проводить испытания до его полного разрушения. И поэтому на практике до разрушения доводят только первые из двигателей нового типа, а первоначальный ресурс назначается небольшим. И лишь после ряда начальных испытаний на заводах изготовителях, доработок и тщательного исследования эксплуатирующих частях устанавливается окончательный ресурс. Хотя и он чаще продлевается или изменяется по другим причинам.

В целом используемые при производстве практические испытания, на которые опирается предполагаемое значение ресурса, в целом верны и четко отработаны. Но и имеет ряд недостатков:

- Двигатели не вырабатывают ресурс заложенный при изготовлении и заблаговременно по “бумажному ресурсу” становятся грудой металлолома либо преждевременно отправляются на ремонт, что влечет к дополнительным затратам для государства. Проводя сравнительный анализ ресурса двигателей отечественного и зарубежного производства, видим, что ресурс зарубежных двигателей значительно превосходит ресурс отечественных. И объясняется это в первую очередь эксплуатацией двигателей по техническому состоянию, а также отработанной грамотной эксплуатационной диагностики и контроля силовой установки.

И поэтому необходимо иметь на вооружении такую методику, которая может определять ресурс как на момент создания так и во время всей эксплуатации вплоть до разрушения.

- Ресурс должен быть индивидуальной величиной для каждого авиационного двигателя. Ведь в мире нет ни одного одинакового двигателя, даже в одной серии. Поэтому необходимо, в зависимости от качества изготовления, сборки и функционирования определять ресурс для каждого двигателя в отдельности.

Это позволит в полном объеме эксплуатировать авиационные двигатели, а не решать судьбу всех двигателей одной серии по исследованиям их родоначальников. Ведь у каждой детали двигателя могут быть свои дефекты заложенные еще при изготовлении (пустоты, эмиссии). И поэтому при определении окончательного ресурса нельзя это не учитывать и не допускать “стадное” представление обо всех двигателях одной серии и модели.

- Двигатель должен характеризоваться не одним, а несколькими ресурсами, каждый из которых характеризует определенный модуль двигателя. И по достижению предельного состояния одного из модулей проводить замену лишь его, а не прерывать дальнейшую эксплуатацию двигателя.

Варьируя модулями двигателей можно из несколько двигателей вышедших из строя собрать один и более двигателей пригодных к дальнейшей эксплуатации. Это и бу-

дет являться грамотной эксплуатацией, позволяющей вырабатывать весь ресурс модулей, заложенный при его создании.

– Узконаправленность. Исследования и испытания в основном проводятся для наиболее уязвимых элементов, а не для двигателя в целом. Такой “ахиллесовой пятой” являются лопатки турбины. К ним предъявляются жесткие требования и в основном для них разрабатываются методики и проводятся испытания, что в корне не верно. На значение ресурса должны влиять испытываться и диагностика всего двигателя вплоть до винтика, а не только наиболее уязвимые места. Ведь авиация ошибок не прощает.

г. Минск

Поступила: 05 ноября 2007 г.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. *Беляев, Н. М.* Методы теории теплопроводности. Ч. 1. / Н. М. Беляев, А. А. Рядно. – М. : Высшая школа, 1982. – 198 с.
2. *Бойко, В. И.* Введение в физику взаимодействия сильнооточных пучков заряженных частиц с веществом / В. И. Бойко, В. В. Евстигнеев. – М. : Энергоатомиздат, 1988. – 206 с.
3. *Зуев, В. В.* Об ударном нагружении мишени из композиционных материалов / В. В. Зуев // Расчеты на прочность. – М. : Машиностроение, 1989. – № 30. – С. 148 – 155.
4. *Майборода, В. П.* Скоростное деформирование конструкционных материалов / В. П. Майборода, А. С. Кравчук, Н. С. Холин. – М. : Машиностроение, 1986. – 308 с.
5. *Самарский, А. А.* Разностные методы решения задач газовой динамики / А. А. Самарский, Ю. П. Попов. – М. : Наука, 1980. – 178 с.
6. *Мейдер, Ч.* Численное моделирование детонации / Ч. Мейдер. – М. : Мир, 1985. – 98 с.
7. *Рыкалин, Н. Н.* Лазерная и электронно-лучевая обработка материалов: Справочник. / Н. Н. Рыкалин, А. А. Углов, И. В. Зуев, А. Н. Кокора. – М. : Машиностроение, 1985. – 190 с.
8. *Новожилов, В. В.* Вопросы механики сплошной среды / В. В. Новожилов. – Л. : Судостроение, 1989. – 97 с.
9. *Пелех, Б. Л.* Слоистые анизотропные пластины и оболочки с концентраторами напряжения / Б. Л. Пелех, В. А. Лазько. – Киев : Наукова думка, 1982. – 306 с.
10. *Бакулин, В. Н.* Динамические задачи нелинейной теории многослойных оболочек: Действие интенсивных термосиловых нагрузок, концентрированных потоков энергии / В. Н. Бакулин, И. Ф. Образцов, В. А. Потопахин. – М. : Наука. Физматлит, 1998. – 464 с.
11. *Акимов, В. М.* Основы надежности газотурбинных двигателей / В. М. Акимов. – М. : Машиностроение, 1981. – 207 с.
12. *Гнеденко, Б. В.* Математические методы в теории надежности / Б. В. Гнеденко, Ю. К. Беляев, А. Д. Соловьев. – М. : Наука, 1965. – 524 с.
13. *Orowan, E.* Reports on Progress in Physics / E. Orowan, 1949. – 185 p.
14. *Parkins, R. N.* Stress Corrosion Cracking and Embrittlement / R. Parkins, Wiley, New York, 1956. – 140 p.
15. *Engel, H. J.* Physical Metallurgy of Stress Corrosion Fracture / H. J. Engel // A. Baumel Interscience, 1959. – 341 p.
16. *Tetelman, A. S.* Trans. AIME / A. S. Tetelman, W. D Robertson, 1962. – 224 p.