

ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РЕСУРСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

к.т.н. ¹Миронов Д.Н., к.т.н. ²Гончаренко В.П.

¹Белорусский национальный технический университет, Минск

²УО «Военная академия Республики Беларусь», Минск

Проблема диагностики и прогнозирования состояния сложных механических систем в течение эксплуатации является всегда актуальной. Особенно она важна при эксплуатации систем, на изготовление которых было затрачено большое количество материальных, временных и интеллектуальных затрат и от безотказности которых непосредственно зависят жизни людей и состояние других материальных ценностей.

Проблема оценки технического состояния сложных механических систем для каждого нового поколения машин становится все более актуальным в связи с ростом их стоимости и необходимостью полностью реализовывать ресурс, заложенный на этапах проектирования и создания. Надежность системы закладывается при ее проектировании, однако ресурс задается производителем, как правило, с большим коэффициентом запаса прочности по ряду причин: отсутствия конкуренции, плохо налаженной системы контроля качества, боязни снизить статус организации и т.д. А эксплуатирующие организации заинтересованы в полной окупаемости затрат, выразившееся в реализации всего потенциала приобретенной механической системы.

Для этого необходимо иметь на вооружении современные методики, позволяющие после снятия значений параметров и проведения диагностических испытаний либо продлить эксплуатацию изделия, тем самым, реализовав весь запас прочности, заложенный при изготовлении, либо досрочно отправить агрегат в ремонт, предотвратив людские жертвы или экологические катастрофы.

В сложных механических системах, состоящих из большого количества элементов принципиально невозможно учесть все факторы влияющие на такие характеристики летательного аппарата как ресурс, конструкционная прочность, трещиностойкость, масса и т. д. [1, 2, 3]. Поэтому важно на строгой научной основе уметь выделить главные факторы, которые влияют на наиболее важные структуры первого уровня [4, 5, 6].

Одной из основных задач теории и практики усталостного разрушения является подбор параметров статистической модели, описываемой уравнением механического состояния системы вида

$$t^* = f(\sigma, T, a_1, a_2, \dots, a_n),$$

где t^* – ресурс (долговечность), a_i – параметры модуля (элемента), который подлежит оценки, σ – напряжение, T – температура.

Применение этой формулы связано со статистической обработкой данных экспериментов, проведенных над выборкой однотипных образцов и дает возможность оценить время до разрушения.

Современные базы данных позволяют значительно расширить выборки, на основе которых находятся статистические оценки параметров системы. В некоторых случаях

удается получить численные оценки уровня адекватности на основании расчета погрешности вычислений.

Для оценки влияния различных факторов применим метод статистической регрессии. Согласно методу [7], первоначально производится сбор базы данных статистических параметров летательных аппаратов советского и зарубежного производства. После анализа и обработки собранных данных коэффициенты β эмпирической зависимости, определяются с помощью метода множественной линейной регрессии по формуле:

$$\text{Re } s = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \dots + \beta_n x_n, \quad (1)$$

где $\text{Re } s$ – ресурс летательного аппарата; $x_1 \dots x_n$ – аэродинамические и геометрические характеристики летательного аппарата.

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:

$$\beta = \begin{bmatrix} \beta_0 \\ \cdot \\ \cdot \\ \beta_k \end{bmatrix} = (X^T X)^{-1} X^T \text{Re } s, \quad (2)$$

где $\beta_0, \beta_1, \dots, \beta_k$ и есть определяемые в процессе численного эксперимента коэффициенты уравнения регрессии; X – матрица аэродинамических параметров и геометрических характеристик летательных аппаратов; $\text{Re } s$ – матрица-столбец значения ресурса летательных аппаратов.

Таким образом, после осуществления вычислительного процесса по выражению (2), получаем значение коэффициентов в уравнении регрессии для определения ресурса летательного аппарата.

На базе указанной выше методики был проведен численный эксперимент [8, 9], которому предшествовал сбор и анализ статистических данных летательных аппаратов. Из всего многообразия параметров и характеристик выбраны лишь те, которые наиболее полно описывают конструкцию и аэродинамические процессы, а также влияют на надежность и долговечность летательного аппарата. К таким параметрам относятся:

Ne – мощность двигателей, M – взлетная масса летательного аппарата и его пустая масса, God – год создания летательного аппарата, l – длина летательного аппарата, $l_{кр}$ – размах крыла, $S_{кр}$ – площадь крыла, h – высота летательного аппарата, D – диаметр фюзеляжа; V_{\max} ($V_{кр}$) максимальная (крейсерская) скорость, L – дальность полета, H – эксплуатационный потолок.

В численном эксперименте использовались летательные аппараты отечественного и зарубежного производства. По выше описанной методике был проведен численный эксперимент для определения ресурса летательного аппарата. Из всего многообразия

параметров характеризующих летно-технические характеристики и конструкцию летательного аппарата выбраны лишь те, которые наиболее полно его характеризуют: оказывают влияние на ресурс и не имеют математической связи между собой (табл. 1).

При использовании выше описанной методики, было получена эмпирическая зависимость для расчета ресурса компрессора авиационного двигателя. Проверка адекватности полученного уравнения на двигателях участвующих в процессе численного эксперимента показала, что точность зависимости составила порядка 75%. Анализ полученного результата (погрешность вычисления) показал, что в абсолютном виде параметры летательных аппаратов применять нецелесообразно, так как они значительно отличаются друг от друга по порядку и вносят большую погрешность в расчет ресурса. Это и уменьшает точность уравнения.

Для уменьшения погрешности уравнения регрессии, все параметры запишем в относительном виде таким образом, чтобы они принадлежали интервалу от 0 до 1:

$$\begin{aligned} \overline{M} &= \frac{M}{M_{\max}}; \quad \overline{h} = \frac{h}{h_{\max}}; \quad \overline{S} = \frac{S}{S_{\max}}; \quad \overline{God} = \frac{God}{God_{\max}}; \quad \overline{L} = \frac{L}{L_{\max}}, \quad \overline{LL} = \frac{LL}{LL_{\max}}; \\ \overline{Ne} &= \frac{Ne}{Ne_{\max}}, \quad \overline{V} = \frac{V}{V_{\max}}, \quad \overline{SS} = \frac{SS}{SS_{\max}}, \quad \overline{H} = \frac{H}{H_{\max}}, \quad \overline{Res} = \frac{Res}{Res_{\max}}. \end{aligned} \quad (3)$$

где \overline{M} , \overline{h} , \overline{S} , \overline{God} , \overline{L} , \overline{LL} , \overline{Ne} , \overline{V} , \overline{SS} , \overline{H} , \overline{Res} - соответственно относительные величины максимальной взлетной массы, высоты летательного аппарата, площади крыла, года создания, размаха крыла, длины летательного аппарата, мощности двигателей, максимальной скорости, эксплуатационного потолка, ресурса, а M_{\max} , h_{\max} , S_{\max} , God_{\max} , L_{\max} , LL_{\max} , Ne_{\max} , V_{\max} , SS_{\max} , H_{\max} , Res_{\max} – базовое значение этих же величин.

Максимальные значения базовых параметров выбираются таким образом, чтобы их величины были больше максимального значения соответствующих величин, представленных в табл. 3. Значение базовых величин выбрано следующим образом:

$$M_{\max} = 150\,000, \quad h_{\max} = 20, \quad S_{\max} = 230, \quad God_{\max} = 2020, \quad L_{\max} = 50, \quad LL_{\max} = 50, \quad Ne_{\max} = 33\,000, \quad V_{\max} = 900, \quad SS_{\max} = 7500, \quad H_{\max} = 12\,500, \quad Res_{\max} = 40.$$

Таким образом, после выше описанных преобразований с помощью формул (3) и (3.2), а также исключения летательных аппаратов, параметры которых не возможно привести к диапазону от 0 до 1, табл. 1 примет следующий вид:

Таблица 1 – Тактико-технические характеристики летательных аппаратов

Название ЛА	Год создания я, Год	Длина L [м]	Размах крыла, L [м]	Площадь крыла, S [м ²]	Высота h, [м]	Двигатели, тяга Ne	Крейсер/макс скорость V _{кр} /V _{макс} [км/ч]	Дальность полета SS, [км]	Взлетная масса M, [кг]	Эксплуатацион- ный потолок H, [м]	Срок службы лет, [лет]
Airbus A400M (воен-транс)	2008	43,8	42,4	221,5	14,6	ТР-400-D6 4x11000 л.с. (8090,61 кВт)	781/840	3300	141 000	11 300	20
Douglas DC-3 (пассажирский)	1935	19,66	29,98	91,7	5,16	Pratt & Whitney R- 1830-92 2x 1200 л.с. (2x882,61 кВт)	297/368	2160	13190	7350	20,3
АН-10 (пассажирский)	1957	34	38	121,73	9,83	ТВД АИ-20А 4 x 400 л.с. (2x294,2 кВт)	675/710	4000	51000	10000	20
АН-12 (транспортный)	1959	33,11	38,015	121,7	11,44	ТВД АИ-20М (4x4250 л.с.) (2x 3125,87 кВт)	570/660	5530	64000	9000	20
АН-14 (транспортный)	1958	11,36	22	39,7	4,36	АН-14РФ, 2x300 л.с. (2x220,65 кВт)	180/210	680	3630	5000	20
АН-24 (транспортный)	1959	23,53	29,2	74,98	8,32	ТВД АИ-24 II серия (2x2530 л.с.) (2x1875,53 кВт)	460/540	990	22500	8000	20
АН-26 (транспортный)	1968	23,8	29,2	74,98	8,575	АН-24ВТ 2x2820 л.с. (2x2074,11 кВт)	435/540	2200	24000	7500	20
АН-28 (транспортный)	1969	13	22	39,7	4,6	ТВД-10Б (С) 2 x 960 л.с. (2x706,1 кВт)	335/350	1500	6500	9000	20
АН-30 (авиация)	1974	24,26	29,2	74,98	8,32	АН-24ВТ 2x2820 л.с. (2x2074,11 кВт)	435/540	2630	23000	8300	20
АН-32 (транспортный)	1976	23,7	29,2	74,98	8,75	2 x АИ-20Д-5М, 2x3100кВт (2x4200 э.л.с.)	470/530	3200	27000	9400	20
АН-38 (транспортный)	1994	15,54	22,06	39,72	4,30	2 ТВД ТВД-1500 2 x 1500 л.с. (2x1103,5 кВт)	380/405	1450	8800	9000	20
АН-70 (транспортный)	1994	40,73	44,06	204	16,38	4 ТВД Прогресс Д- 27 4 x 14000 кВт	800/890	7400	135000	12000	20

Таблица 2 – Параметры летательных аппаратов в относительном виде

Назва- ние ЛА	\overline{God}	\overline{LL}	\overline{L}	\overline{S}	\overline{h}	\overline{Ne}	\overline{V}	\overline{SS}	\overline{M}	\overline{H}	\overline{Res}
DC-3	0,957920	0,3932	0,5996	0,398696	0,258	0,2521743	0,4088889	0,288	0,202923077	0,588	0,5075
АН-12	0,969802	0,6622	0,7603	0,529131	0,572	0,8931057	0,7333333	0,7373333	0,984615385	0,72	0,5
АН-24	0,969802	0,4706	0,584	0,326	0,416	0,5358657	0,6	0,132	0,346153846	0,64	0,5
АН-26	0,974258	0,476	0,584	0,326	0,42875	0,5926029	0,6	0,2933333	0,369230769	0,6	0,5
АН-28	0,974753	0,26	0,44	0,172609	0,23	0,2017429	0,3888889	0,2	0,1	0,72	0,5
АН-30	0,977228	0,4852	0,584	0,326	0,416	0,5926	0,6	0,3506667	0,353846154	0,664	0,5
АН-32	0,978218	0,474	0,584	0,326	0,4375	0,8857143	0,5888889	0,4266667	0,415384615	0,752	0,5
АН-38	0,987129	0,3108	0,4412	0,172696	0,215	0,3152857	0,45	0,1933333	0,135384615	0,72	0,5

После выполнения вычислений по зависимости (2), используя данные табл. 2, получена эмпирическая зависимость для расчета ресурса летательных аппаратов:

$$\begin{aligned} \overline{Res} = & -0,0591524 + 0,4418263\overline{God} + 0,285519\overline{LL} + 0,7003218\overline{L} - \\ & 0,5663512\overline{S} - 0,0022081\overline{h} - 0,00008425\overline{Ne} - 0,3609938\overline{V} - 0,0276417\overline{SS} + \\ & 0,0051365\overline{M} - 0,0135156\overline{H}. \end{aligned} \quad (4)$$

Определим ресурс летательных аппаратов, используемых в расчетах (табл.2), по выражению (4). Результаты расчетов приведены в таблице 3, где $\overline{Res}_{\text{практ.}}$ – статистическое относительное значение ресурса летательных аппаратов, $\overline{Res}_{\text{теорет.}}$ – относительное значение ресурса летательного аппарата полученного с помощью выражения (4).

Таблица 3 – Проверка точности уравнения регрессии на летательных аппаратах принявших участие в численном эксперименте

Летательный аппарат	$\overline{Res}_{\text{практ.}}$	$\overline{Res}_{\text{теорет.}}$
DC-3	0,5075	0,507394268
АН-12	0,5	0,50005921
АН-24	0,5	0,499971685
АН-26	0,5	0,499648816
АН-28	0,5	0,500479332
АН-30	0,5	0,501087185
АН-32	0,5	0,499291617
АН-38	0,5	0,499571858
Среднее значение	0,5009	0,500937996

Как видно из табл. 3, средние значения $\overline{Res}_{\text{практ.}}$ и $\overline{Res}_{\text{теорет.}}$ соответственно равны 0,5009 и 0,500937996. Точность вычисления составила 99,99%.

В работе выведена зависимость для определения ресурса летательных аппаратов по его тактико-техническим характеристикам. Точность вычислений удовлетворяет требованиям инженерных расчетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Хемминг, Р.В. Численные методы / Р.В. Хемминг. – М.: Наука, 1972. – 138 с.
2. Ишлинский, А.Ю. Математическая теория пластичности / А.Ю. Ишлинский, Д.Д. Ивлев. – М.: Физматлит, 2001. – 702 с.
3. Микулик, Н.А. Решение технических задач по теории вероятностей и математической статистике: Справочное пособие / Н.А. Микулик, Г.Н. Резина. – Мн.: Высшая школа, 1991. – 163 с.
4. Огибалов, П.М. Термоустойчивость пластин и оболочек / П.М. Огибалов, В.Ф. Грибанов. – М.: МГУ, 1968. – 420 с.
5. Микулик, Н.А. Теория вероятностей и математическая статистика: Учебное пособие для технических специальностей / Н.А. Микулик, А.В. Метельский. – Мн.: НПООО “ПИОН”, 2002. – 191 с.
6. Бородич, Л.И. Справочное пособие по приближенным методам решения задач высшей математики / Л.И. Бородич, Л.И. Герасимович, Н.П. Кеда, И.Н. Мелешко. – Мн.: Высшая школа, 1986. – 186 с.
7. Чигарев, А.В. Основы системы Mathematica 4.0. Задачи и решения / А.В. Чигарев, А.С. Кравчук. – Мн.: УП “Технопринт”, 2002. – 149 с.
8. Гмурман, В.Е. Теория вероятностей и математическая статистика: учеб. пособие для вузов: 4 – е изд. / В.Е. Гмурман. – М.: Высш. шк., 1972. – 368 с.
9. Зуев, В.В. Об ударном нагружении мишени из композиционных материалов // Расчеты на прочность / В.В. Зуев. – М.: Машиностроение, 1989. – № 30. – С. 148–155.