

ных материалов диаметром 5–250 мм и толщиной 0,1–40 мм.

5. Теоретически и экспериментально показано, что при магнитно-абразивном полировании кремниевых пластин величина общей неравномерности обработки изменяется в пределах 2–5 мкм.

Реализация большого технического потенциала метода МАП путем дальнейшего усовершенствования разработанной математической модели, оптимизации параметров процесса магнитно-абразивного полирования и изучения новых технических решений представляется весьма перспективной с точки зрения улучшения основных геометрических параметров кремниевых пластин.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Новое** в технологии обработки пластин кремния большого диаметра для изготовления СБИС / Н. А. Большаков [и др.] // Зарубежная электронная техника. – 2000. – Вып. 4. – С. 17–29.
2. **Особенности** обработки пластин кремния большого диаметра / С. В. Петров [и др.] // Электронная промышленность. – 2003. – № 3. – С. 24–32.

3. **Peter Wolters GmbH**. Precision update. ISSUE 2/2007. P.4. <http://www.peter-wolters.com/>

4. **Хомич, Н. С.** Магнитно-абразивная обработка изделий / Н. С. Хомич. – Минск: БНТУ, 2006. – 218 с.

5. **Magnetic-abrasive** machining of silicon-wafers a novel approach / M. Khomich [et al.] // Industrial Diamond Review. – 2004. – № 3. – P. 45–48.

6. **Preston, F. W.** The Theory and Design Plate Glass Polishing Machines / F. W. Preston // Journal of the Society Technology. – 1927. – № 11. – P. 214–256.

7. **Изучение** физико-химических процессов при формировании нанослоев и нанорельефа поверхности в условиях воздействия ферроабразивных частиц и магнитного поля с применением поверхностно-активных веществ: отчет о НИР (заключ.) / БНТУ; рук. Н. С. Хомич. – Минск, 2003. – 52 с. – № ГР 20022378.

8. **Барон, Ю. М.** Магнитно-абразивная и магнитная обработка изделий и режущих инструментов / Ю. М. Барон. – Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1986. – 176 с.

9. **Справочник** технолога-оптика / М. А. Окатов [и др.]; под ред. М. А. Окатова. – СПб.: Политехника, 2004. – 679 с.

10. **SEMI M28-0997**. (Withdrawn 1000) Specification for Developmental 300 mm Diameter Polished Single Crystal Silicon Wafers. 2008 <http://www.semi.org/eu/Standards/StandardsPublications/index.htm>

Поступила 24.04.2008

УДК 629.7.01

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ СЛОЖНОЙ МЕХАНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ТЕРМОСИЛОВЫХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ

Докт. физ.-мат. наук ЧИГАРЕВ А. В., асп. МИРОНОВ Д. Н.

Белорусский национальный технический университет

Проблема диагностики и прогнозирования состояния сложных механических систем в течение эксплуатации является всегда актуальной. Особенно она важна при эксплуатации систем, для изготовления которых необходимо большое количество материальных, временных и интеллектуальных затрат и от безотказности которых непосредственно зависят жизни людей и состояние других материальных ценностей. Одним из примеров таких систем является авиационный двигатель. Сложность проблемы заключается в оценке и учете всех динамиче-

ских и температурных нагрузок, действующих на рассматриваемую механическую систему с учетом многих факторов [1].

На практике изготовители предпочитают указывать несколько заниженный ресурс изделия, который в процессе эксплуатации может быть ими продлен. Эксплуатирующие организации заинтересованы в реализации всего запаса прочности и надежности изделия заложеного конструкторами при изготовлении. Для этого необходимо иметь на вооружении современные методики, позволяющие после проведения

дополнительных диагностических испытаний либо продлить эксплуатацию изделия, реализовав тем самым весь запас прочности, заложенный при изготовлении, либо досрочно отправить двигатель в ремонт, предотвратив людские жертвы и экологические катастрофы.

Экспериментальная зависимость, позволяющая оценить интенсивность отказов, изображена на рис. 1.

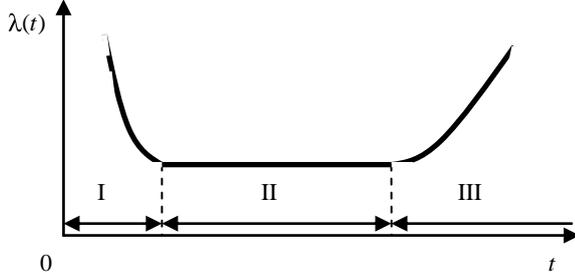


Рис. 1. Зависимость интенсивности отказов от времени эксплуатации

Интервалом нормальной работы принято считать интервал II, в котором практически не возникает отказов. И только при переходе на интервал III в механических системах резко возрастает количество поломок. Определение длительности этапа II, а также момент перехода с этапа II к этапу III – актуальная проблема машиностроения.

Математическая модель, описывающая напряженно-деформированное состояние авиационного двигателя, представляет собой систему, состоящую из многих десятков уравнений:

- уравнения динамики и теплопроводности слоистой оболочки при действии поверхностных и объемных источников температуры и нагрузок [2];
- уравнения закона Гука и соотношений Коши для связи деформаций и перемещений [3];
- уравнения накопления повреждений, обуславливающие изменение физико-механических свойств [4];
- уравнения для определения величины напряжений и изгибающих моментов лопаток ротора.

С помощью приведенных систем уравнений можно оценить уровни поврежденности элементов механической системы, но только качественно. Решение же этой системы для сложной механической системы с учетом всех факторов является задачей практически не выполнимой.

Предложены два подхода для оценки состояния сложной механической системы (авиационного двигателя) – статистический и вероятностный, основанные на моделях механики деформированного твердого тела. Статистический метод основан на методах многофакторного регрессионного анализа, позволяет на основании экспериментальных данных получить характеристики двигателя, которые являются средними (эффективными) для данной выборки и пригодны для оценки конкретных изделий и длительности интервала II (рис. 1). При статистическом подходе используется метод множественной линейной регрессии [5], сущность которого заключается в следующем. Первоначально производится сбор и анализ статистических параметров турбовальных двигателей отечественного и зарубежного производства. Отбираются лишь те параметры, которые не имеют математической связи между собой. Составляется двухмерная матрица, в которой число столбцов равно количеству параметров, описывающих двигатель, а количество строк – числу двигателей, участвующих в эксперименте. Вычисляем коэффициенты уравнения регрессии по формуле

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

и подставляем в уравнение $Re s = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \dots + \beta_n x_n$, где $Re s$ – ресурс авиационного двигателя; x_1, \dots, x_n – параметры рабочего процесса и геометрические характеристики авиационного двигателя.

Проверив адекватность полученного уравнения на двигателях, принявших участие в численном эксперименте, получаем погрешность вычислений порядка 75 %. Анализируя параметры авиационных двигателей, видим, что порядок параметров различен. Для уменьшения степени погрешности перейдем к одному порядку таким образом, чтобы их значения принадлежали интервалу от 0 до 1. Максимальное значение параметра выбирается произвольным образом, но с таким расчетом, чтобы оно было больше любого соответствующего ему пара-

метра однотипного двигателя. В результате перевода параметров в относительный вид и повторного вычисления коэффициентов получены уравнения регрессии для определения надежности компрессора, камеры сгорания и турбины:

$$\overline{Re.s_{к}} = 4,208 - 0,736\overline{Ne} - 0,268\overline{M} - 4,082\overline{God} - 0,119\overline{l} + 1,27\overline{b} + 0,222\overline{\pi_{к}}; \quad (1)$$

$$\overline{Re.s_{кк}} = 19,039 + 0,502\overline{T_{г}^*} - 19,205\overline{God} - 0,926\overline{l} + 0,965\overline{b}; \quad (2)$$

$$\overline{Re.s_{т}} = -0,268 - 1,293\overline{Ne} + 0,04\overline{M} + 0,888\overline{T_{г}^*} - 0,192\overline{God} + 0,737\overline{l} + 0,626\overline{b}, \quad (3)$$

где $\overline{T_{г}^*}$, \overline{M} , $\overline{\pi_{к}}$, \overline{God} , \overline{Ne} , \overline{l} , \overline{b} – соответственно относительные величины температуры газа перед турбиной, массы, степени повышения давления воздуха в компрессоре, года создания, мощности, длины и ширины; $\overline{Re.s_{к}}$ – относительный ресурс компрессора; $\overline{Re.s_{кк}}$ – относительное значение ресурса камеры сгорания; $\overline{Re.s_{т}}$ – то же турбины.

Точность эмпирических зависимостей проверена как на двигателях, принявших участие в численном эксперименте, так и на двигателях, не участвующих в нем.

Говорить о точности определения ресурса с помощью полученных уравнений не представляется возможным из-за незнания точного значения ресурса для каждого изделия. Численное значение, предоставляемое заводами-изготовителями, сильно занижено из-за нежелания потерять авторитет, отсутствия должной конкуренции и достоверных методик для определения надежности двигателей.

Для решения этой проблемы предложено провести исследование точности самого метода множественной линейной регрессии на массе – величине, которая может быть измерена в любой момент времени и является одним из наиболее информационных параметров. Для этой цели исследован уже другой тип авиационных двигателей – турбореактивные двухконтурные двигатели. Аналогичным образом параметры были переведены в относительный

вид, и после аналогических математических преобразований эмпирическая зависимость для определения массы турбореактивных двухконтурных двигателей имеет вид

$$\overline{M} = 0,284 + 0,893\overline{P} + 0,05\overline{G_{т.ч}} - 0,19\overline{\pi_{к}^*} - 0,145\overline{T_{г}^*} + 0,125\overline{m}. \quad (4)$$

Точность полученной эмпирической зависимости также была проверена на двигателях, участвующих в численном эксперименте, и составила 4,76 %, а для двигателей, не участвующих в численном эксперименте, – 6,6 %, что свидетельствует о высокой степени точности предложенной методики.

Для более детального исследования данной методики сравним ее с формулой, предложенной фирмой «Боинг». Точность вычислений с помощью уравнения (4) составила 5,2 %, а для уравнения, предложенного фирмой «Боинг», – 26,3 %, что еще раз подтверждает высокую степень точности разработанной методики и возможности ее применения на практике.

Таким образом, устанавливая запас прочности, ресурс и другие параметры изделия, необходимо указать полученную статистическую оценку и погрешность

$$Re.s = \overline{Re.s} \pm \sigma_{Re.s},$$

где $\sigma_{Re.s}$ – среднеарифметическое отклонение (погрешность). Чтобы увеличить надежность, берут знак «–», т. е. изначально заниженный ресурс, что не исключает возможности выхода из строя раньше, так как на самом деле $\sigma_{Re.s}$ также представляет собой определенную надежность. Это означает, что могут быть и значения, выходящие за пределы статистического коридора.

Для эксплуатационников, имеющих дело с конкретными изделиями, важно знать, насколько и в какую сторону имеет место отклонение. Если на самом деле ресурс выше среднего, то это повышает срок службы, если меньше, то необходимо раньше проводить ремонтные работы. То есть для получения оценок, рекомендаций для конкретного изделия необходимо иметь методику, которая позволяла бы диагностировать изделие в эксплуатации через определенные промежутки времени. Из-

менение портретных данных (параметров идентификации) позволяет давать оценку текущего состояния системы и прогнозировать остаточный ресурс.

В настоящее время развивается подход оценки эффективных (средних) параметров систем в зависимости от характеристик износа (поврежденности) деталей двигателя [6]. При этом определение эффективных (средних) параметров базируется на вероятностных методах, которые, как известно, при выполнении условий эргодичности дают средние оценки, близкие к статистическим результатам, полученным выше.

Уравнения регрессии (1)–(4) пригодны для определения долговечности сложных механических систем, но полученные с помощью этих уравнений значения имеют осредненное значение ресурса однотипных авиационных двигателей. Для более точных результатов важно знать, насколько и в какую сторону произойдет отклонение от среднего значения σ_{Res} . Для этого необходимо изучить и смоделировать процесс разрушения на стадии II (рис. 1).

Вероятностный подход основан на создании модели, позволяющей детализировать скрытые процессы, протекающие в деталях двигателя на этапе II (рис. 1) [7]. Процессы накопления повреждений подробно описаны Работновым и Качановым. По их мнению, в материале сразу начинают образовываться микропоры, хотя на практике процессу возникновения микропоры предшествует процесс длительной деградации материала. Многочисленные эксперименты показывают, что этап II с целью более точной оценки необходимо разбить на стадии:

- а) деградации физико-механических свойств без нарушения сплошности (скрытого разрушения);
- б) образования и накопления микропор (накопления микроповреждений).

Наглядно эти две стадии можно изучить, рассмотрев предложенную модель двумерной сплошной среды (рис. 2). На первой стадии деградация физико-механических свойств может быть смоделирована как непрерывное изменение жесткости пружин в сторону уменьшения без их разрыва. Вторая стадия характеризуется образованием микропор, микротрещин в ре-

зультате разрыва упругих связей или изменения масс частиц. Это можно смоделировать путем разрыва пружин и изменения массы узлов. Одновременно при эксплуатации в условиях высоких температур происходит выгорание и испарение материала, что приводит к уменьшению массы, которая может быть смоделирована как снижение массы узлов динамической решетки.

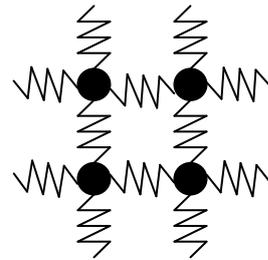


Рис. 2. Модель двумерной сплошной среды

Рассмотрим более детально подэтап скрытого разрушения (деградации) этапа II. Для упрощения задачи многослойную оболочку заменяем однослойной, а вал с рабочими лопатками – валом с переменным сечением с теми же эффективными свойствами.

Как правило, детали двигателя изготовлены из сплавов различных металлов, и поэтому, описывая процесс деградации материала, необходимо это учитывать. Первоначально двухкомпонентный сплав имеет некоторую упругость. Функцию распределения $F(\lambda)$ материального коэффициента λ представим

$$F(\lambda) = \sum_{K=1}^n C_K; \quad \sum_{K=1}^n C_K = 1,$$

где C_K – имеет смысл объемной концентрации компонентов в сплаве. Плотность распределения $f(\lambda) = dF(\lambda)/d\lambda$ имеет вид

$$f(\lambda) = \sum_{K=1}^n C_K \delta(\lambda - \lambda_K);$$

$$\delta(\lambda - \lambda_K) = \begin{cases} 0 & \lambda = \lambda_K \\ \infty & \lambda \neq \lambda_K \end{cases}; \quad \int f(\lambda) d\lambda = 1,$$

где $\delta(\lambda - \lambda_K)$ – функция деградации эффективных параметров прочности и теплопроводности λ .

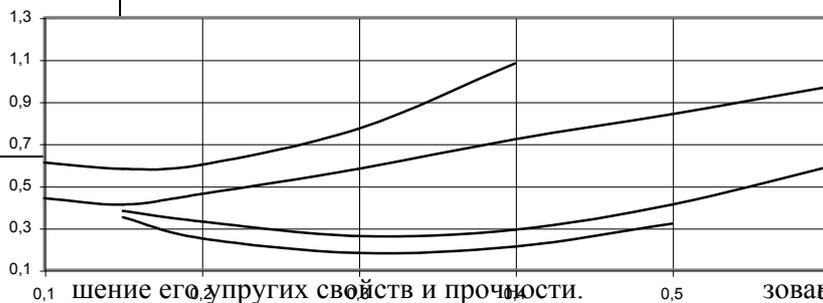


Рис. 1. Зависимость параметров от времени.

Модель подэтапа скрытой деградации (разрушения) будем описывать с помощью кинетических уравнений вида

$$\frac{\delta \varepsilon_{ij}}{\delta t} = \Psi_{ij} \sigma_{kl}, \varepsilon_{ij}, t, T,$$

где t – время; ε_{ij} – величина, характеризующая степень деградации физико-механических свойств материала; T – температура.

Если нагрузки имеют циклический характер, то уравнение принимает вид

$$\frac{\delta \varepsilon_{ij}}{\delta N} = \Phi_{ij} \sigma_{kl}, \varepsilon_{ij}, t, T,$$

где N – число циклов.

Второй подэтап накопления микроповреждений описывается кинетическим уравнением

$$\frac{\delta C}{\delta t} = Q \sigma_{ij}, C, t, T,$$

где C – объемная концентрация (повреждаемость) микропор, микротрещин.

В случае циклических нагрузок кинетическое уравнение записывается в виде

$$\frac{\delta C}{\delta N} = P \sigma_{ij}, C, N, T,$$

где N – число циклов.

Зависимость эффективных моделей упругости, теплопроводности от C вычисляются по формуле

$$\lambda_F^* = \sum_{i=1}^n C_i \lambda_i; \quad \sum_{i=1}^n C_i = 1.$$

Величина C изменяется в пределах от 0 до 1, и согласно классическим представлениям 0 соответствует отсутствию микропор и микротрещин, а 1 – тому, что материал полностью превратился в пустоту. В реальности процесс накопления микропор, микротрещин идет не равномерно по некоторому макрообъему. Про-

исходит локализация микроповреждений на одном участке и при $C = (0,25-0,5)$ – образуются макротрещины. Таким образом, длительность подэтапа скрытой деградации материала может быть определена из условий:

$$C t_2^* = \int_{t_1^*}^{t_2^*} Q \sigma_{ij}, C, t, T dt = 0,25;$$

$$C N_2^* = \int_{N_1^*}^{N_2^*} P \sigma_{ij}, C, t, T dt = 0,25.$$

ВЫВОД

С помощью полученных зависимостей можно оценить ресурс и массу модулей проектируемого, гипотетического двигателя либо спрогнозировать их надежность в любой период эксплуатации, что позволит продлить длительность эксплуатации силовой установки и упростить процесс определения долговечности новой модели двигателя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Новожилов, В. В. Вопросы механики сплошной среды / В. В. Новожилов. – Л.: Судостроение, 1989. – 97 с.
2. Пелех, Б. Л. Слоистые анизотропные пластины и оболочки с концентраторами напряжения / Б. Л. Пелех, В. А. Лазько. – Киев: Наук. думка, 1982. – 306 с.
3. 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.
4. Акимов, В. М. Основы надежности газотурбинных двигателей / В. М. Акимов. – М.: Машиностроение, 1981. – 207 с.
5. Гнеденко, Б. В. Математические методы в теории надежности / Б. В. Гнеденко, Ю. К. Беляев, А. Д. Соловьев. – М.: Наука, 1965. – 524 с.
6. Orowan, E. Reports on Progress in Physics / E. Orowan. – Wiley; New York, 1949. – 185 p.
7. Parkins, R. N. Stress Corrosion Cracking and Embrittlement / R. N. Parkins. – Wiley; New York, 1956. – 140 p.

Поступила 21.11.2008