

竞争风险模型下变环境的发动机叶片 可靠性分析

蔡 景, 李 鑫, 肖罗椿, 陈 康, 苏 艳
(南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106)

摘 要: 针对航空发动机转子叶片的恶劣工况导致其存在多种故障模式, 各种故障的失效与使用环境紧密关联, 给航空发动机转子叶片的可靠性分析或风险控制带来了难度这一问题, 从转子叶片的磨损和裂纹两种主要故障模式特点出发, 研究了变环境下的转子叶片磨损故障模型和疲劳裂纹故障模型, 提出了一种基于竞争风险模型的转子叶片可靠性分析方法, 并给出了求解算法; 以某高压涡轮转子叶片为例进行了分析研究. 结果表明: 在可靠性分析中采用单个故障模型比竞争风险模型风险更大; 且在竞争风险模型下, 如果不考虑推力环境的影响, 以不可靠度要求 0.1 为例, 相应风险增加了 33%, 验证了所提方法的实用性.

关 键 词: 竞争风险模型; 变环境; 磨损故障; 裂纹失效; 可靠性

中图分类号: V231; TB114.3

文献标志码: A

Reliability analysis of engine blade under varied environment with competing risk model

CAI Jing, LI Xin, XIAO Luo-chun, CHEN Kang, SU Yan

(College of Civil Aviation,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: The complicated working condition results in the existence of multiple failure modes in aero-engine blade, and the failure rate of those failures is closely related with the operating environment, so, it is difficult to analyze the reliability of engine blades and control its risk. To solve the problem, firstly, based on the characteristics of wear and thermal crack failure modes commonly existing in rotor blades, the wear and thermal crack failure models with variable environment were researched, respectively. Secondly, a reliability analysis method based on competing risk model for rotor blades was proposed, and the corresponding algorithm was given. Finally, a high pressure turbine (HPT) rotor blade was analyzed and studied as an example. And the result showed that the risk was higher under single failure model compared with the competing risk model. When the competing risk model was employed in the reliability analysis, if the impact of thrust was not considered, the risk increased by 33% given the unreliability of 0.1, verifying the practicability of the proposed method.

Key words: competing risk model; varied environment; wear failure; crack failure; reliability

收稿日期: 2015-06-04

基金项目: 国家自然科学基金(61079013, U1233114); 江苏省自然科学基金(BK2011737)

作者简介: 蔡景(1976—), 男, 副教授, 博士, 主要从事可靠性维修性工程以及监测技术研究. E-mail: caijing@nuaa.edu.cn

引用格式: 蔡景, 李鑫, 肖罗椿, 等. 竞争风险模型下变环境的发动机叶片可靠性分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 398-404. CAI Jing, LI Xin, XIAO Luo-chun, et al. Reliability analysis of engine blade under varied environment circumstance with competing risk model[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 398-404.

转子叶片是航空发动机的主要零件之一,其结构和承载情况复杂,在实际使用中存在多种故障模式,根据文献[1]的定义,高压涡轮(high pressure turbine, HPT)转子叶片的故障类型主要有 10 类:蠕变、屈服、疲劳、断裂力学、微动(磨损和疲劳)、氧化、腐蚀、侵蚀、外来物损伤、磨损(叶尖磨损)。其中磨损与裂纹是主要的故障模式,不仅发生频率高,而且会对发动机造成严重危害[2-3]。

目前针对发动机的可靠性研究,基本都是将发动机看成一个整体[4-5],或者只研究某个部件单一故障模式的可靠性问题,比如轮盘[6]、轴承[7]等。而对于部件两个以上的故障模式同时进行分析研究的很少,在此基础上,再考虑外界环境影响因素下的多故障模式可靠性分析的没有。根据文献[8-9]可知,就发动机转子叶片而言,推力的大小对于其可靠性有着重要影响。因此为了更好的进行安全风险控制,发动机转子叶片的可靠性分析必须考虑多故障模式、以及使用环境的影响。

因此,针对航空发动机转子叶片存在的多种故障模式,以及故障与使用环境紧密关联的特点,选取转子叶片的磨损和疲劳裂纹两种最主要故障模式,分别研究建立了故障模型,再根据发动机转子叶片所在的温度、压力和流速等变环境与发动机推力之间存在的关联性,研究了发动机推力对转子叶片故障的影响,在以上研究的基础上,采用竞争模型,研究磨损和裂纹两种故障竞争下的转子叶片可靠性分析方法,最后再通过实例验证。

1 发动机转子叶片故障模型建立

航空发动机高压压气机转子叶片主要存在气路磨损故障,通常表现为叶片冲蚀、烧蚀。冲蚀和烧蚀的机理是金属受到高速腐蚀流体及悬浮颗粒冲刷而离开金属材料表面,流体的速度越高,冲刷腐蚀的速度越快[10],典型磨损故障如图 1 所示。

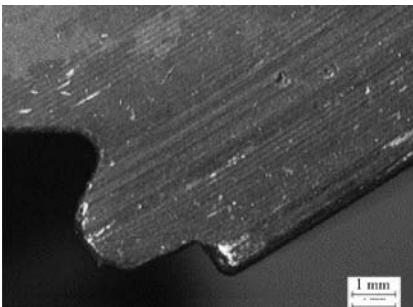


图 1 高压涡轮叶片磨损故障
Fig. 1 Wear failure of HPT blade

疲劳裂纹是由于 HPT 转子叶片冷却腔内的冷却空气混入了高温燃气,使得叶片内部不断受到高温气体的热冲击才产生的[11],典型疲劳故障如图 2 所示。当发动机增大推力时,叶片内外的温差就更大,裂纹更容易产生。因此可以看出,无论是磨损还是裂纹都与发动机的推力直接相关。

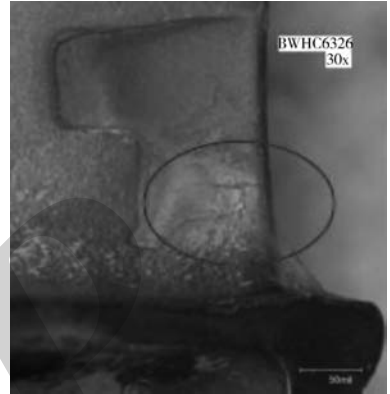


图 2 HPT 叶片根部后缘裂纹案例
Fig. 2 Crack in the rear root of HPT blade

1.1 磨损故障模型

转子叶片的磨损故障是一个典型的退化过程[12],假定磨损的极限为 W_{max} ,当磨损量超过极限值时,认定为发生了磨损故障。根据磨损的失效特点可知,磨损是一个不断积累的过程,因此磨损事件的发生可认为是符合某个非齐次柏松过程 $N(t)$ [13],为此作如下假设:

- 1) 在 t 时刻的磨损量是直到 t 时刻所发生的各次磨损量的总和。
- 2) 根据前面分析可知磨损量与推力相关,为此假定磨损量为

$$c(z) = \gamma_0 \cdot z(t)^2 \tag{1}$$

式中 $z(t)$ 为 t 时刻的推力大小, γ_0 为系数。

- 3) 引发磨损的事件是随机发生的。
- 4) 在给定时间间隔内发生磨损的概率与累积的磨损量独立。

5) 由文献[13]可知 log-linear 过程在磨损问题是优于幂律过程的,因此设其强度函数 $\lambda(t)$ 为

$$\lambda(t) = a \cdot \exp(b \cdot t) \\ a > 0, \quad -\infty < b < \infty \tag{2}$$

式中 a 为比例参数, b 为形状参数。

根据以上的这些假设可知,当转子运行 t 时刻后,磨损事件的期望发生次数为 $M(t)$

$$M(t) = E[N(t)] = a/b[\exp(b \cdot t) - 1] \tag{3}$$

根据式(3)可知,当 $b < 0$ 时,随着 t 时刻从零

开始不断增大, $M(t)$ 趋近于 $-a/b$.

因为在 t 时刻累积的磨损量同样是由随机过程确定的, 因此累积磨损量为

$$W(t) = E[c(z)] \cdot N(t) \tag{4}$$

式中 $E[c(z)] = \gamma_0 E[z^2(t)]$ 为 t 时刻的推力期望值.

因此在时间间隔 (t_1, t_2) 内的累积磨损量 $W(t_1, t_2)$ 的概率分布可表示为

$$\begin{aligned} P[W(t_1, t_2) = W] = \\ P[N(t_1, t_2) = W/E[c(t)]] = \\ \frac{[M(t_2) - M(t_1)]^{W/E[c(t)]}}{(W/E[c(t)])!} \cdot \\ \exp[-M(t_2) + M(t_1)] \end{aligned} \tag{5}$$

式中 $N(t_1, t_2)$ 为在时间间隔 (t_1, t_2) 内发生磨损的次数. 对于非齐次柏松过程而言, $\text{Var}[N(t)] = M(t)$. 因此 t 时刻的累积磨损均值和方差分布分为

$$\begin{aligned} E[W(t)] &= E[c(t)]M(t) \\ \text{Var}[W(t)] &= E[c(t)]^2 M(t) \end{aligned} \tag{6}$$

当磨损量超过了事先设定的磨损极限量 $W_{\max}$ 时, 则认为失效, 因而在没有其他失效模式的情况下, 磨损模式下的可靠度为 t 时刻磨损累计值没有超过 $W_{\max}$ 的概率, 因此, 其可靠度计算公式如下:

$$\begin{aligned} R_w(t) &= P[W(t) \leq W_{\max}] = \\ P[N(t) \leq K_{\max}] &= \\ \sum_{k=0}^{K_{\max}} \frac{[M(t)]^k}{k!} \exp[-M(t)] &= \\ 1 - \frac{\varphi[M(t), K_{\max} + 1]}{\Gamma(K_{\max} + 1)} \end{aligned} \tag{7}$$

式中 $K_{\max} = [W_{\max}/E[c(t)]]$ 为等于或小于 $W_{\max}/E[c(t)]$ 的最大整数; $\varphi[y, k]$ 为不完全伽马函数, 其表达式为

$$\varphi[y, k] = \int_0^y x^{k-1} \exp(-x) dx \tag{8}$$

因此, 其概率密度函数为

$$\begin{aligned} f_w(t) &= \frac{a[M(t)]^{K_{\max}}}{\Gamma(K_{\max} + 1)} \exp[b \cdot t - M(t)] \\ t > 0 \end{aligned} \tag{9}$$

1.2 疲劳裂纹故障模型

在航空发动机的实际使用过程中, 由于缺乏足够的信息和探测方法, 往往都在裂纹形成后才被发现. 这种裂纹失效的危害十分巨大, 会引发灾难性的事故. 威布尔分布常用于描述疲劳寿命^[13-14], 其可靠度分布函数为

$$R_{tc}(t) = \exp[-(t/\eta)^\beta] \quad \eta, \beta > 0 \tag{10}$$

失效概率密度函数为

$$f_{tc} = \frac{\beta}{\eta} \left(\frac{t}{\eta}\right)^{\beta-1} \exp\left[-\left(\frac{t}{\eta}\right)^\beta\right] \tag{11}$$

然而, 由于转子叶片的实际使用环境变化大, 不同使用环境下转子叶片表现出来的使用可靠性差异大, 因此直接采用威布尔模型不能准确描述转子叶片的寿命分布规律. 为此, 在疲劳裂纹故障模型中需考虑推力因素的影响.

20 世纪 80 代, 随着广义线性模型和单性分布非线性模型理论的成熟, 国内外研究生存模型的基本思想是认为影响寿命的因子直接将影响作用在某个分布的参数上, 以威布尔回归模型为例, 影响因子通过改变威布尔分布的尺度参数影响寿命分布. 这同时也说明, 对于不同水平的影响因子, 寿命分布的差别仅表现在尺度参数上, 也保证了各个体寿命的风险函数成比例, 类似于比例风险模型^[15-16].

因此, 疲劳裂纹故障的失效概率密度函数为

$$f_{tc}(t|z) = \frac{\beta(z)}{\eta(z)} \left[\frac{t}{\eta(z)}\right]^{\beta(z)-1} \exp\left[-\left(\frac{t}{\eta(z)}\right)^{\beta(z)}\right] \tag{12}$$

式中

$$\beta(z) = \beta, \quad \eta(z) = \exp(\gamma_1 + \gamma_2 z) \tag{13}$$

2 竞争风险模型

由于转子叶片在运行过程中同时受到流体、固体悬浮颗粒的冲刷和热气流的冲击, 因而磨损过程与裂纹形成过程是同时存在的. 当其中一个失效先发生时, 即认定该叶片发生了故障. 因此可以采用竞争风险模型进行描述.

如果认为两种失效模式是独立发生的, 竞争风险模型下的可靠度是两种失效模式可靠度函数的乘积^[17]为

$$R_c(t) = R_w(t)R_{tc}(t) \tag{14}$$

因此, 两种失效模式都存在的情况下的故障概率密度函数为

$$\begin{aligned} f_{c,w}(t) &= f_w(t)R_{tc}(t) = \frac{a[M(t)]^{K_{\max}}}{\Gamma(K_{\max} + 1)} \cdot \\ &\exp[bt - M(t) - (t/\eta)^\beta] \end{aligned} \tag{15}$$

$$\begin{aligned} f_{c,tc}(t) &= f_{tc}(t)R_w(t) = \frac{\beta(z)}{\eta(z)} \left[\frac{t}{\eta(z)}\right]^{\beta(z)-1} \cdot \\ &\exp\left[-\left(\frac{t}{\eta(z)}\right)^{\beta(z)}\right] \{1 - \varphi[M(t); K_{\max} + 1]\} \end{aligned} \tag{16}$$

对应的累积故障分布函数(不可靠度)

$F_{c,w}(t)$ 和 $F_{c,tc}(t)$ 可通过对式(15)和式(16)进行数值积分得到. 由于在 $t \rightarrow \infty$ 时,其极限值小于 1, 转子叶片在竞争失效模型下的故障密度函数和不可靠度分别为

$$f_c(t) = f_{c,w}(t) + f_{c,tc}(t) \tag{17}$$

$$F_c(t) = F_{c,w}(t) + F_{c,tc}(t) \tag{18}$$

由于计算 $f_{c,w}(t)$ 的数值积分得到 $F_{c,w}(t)$ 相对比较容易,因此,可以先计算得到 $F_{c,w}(t)$,再根据 $F_{c,w}(t)$ 来计算 $F_{c,tc}(t)$.

$$F_{c,tc}(t) = 1 - R_w(t)R_{tc}(t) - F_{c,w}(t) \tag{19}$$

由于失效独立性的假设,失效模式的风险函数 $h_{c,w}(t)$ 和 $h_{c,tc}(t)$ 相应地等于其各自的边缘风险函数 $h_w(t)$ 和 $h_{tc}(t)$. 因此竞争风险模式下的风险函数可表示为

$$h_c(t) = h_w(t) + h_{tc}(t) = \frac{a[M(t)]^{K_{\max}} \exp[bt - M(t)]}{\Gamma(K_{\max} + 1) \{1 - \varphi[M(t); K_{\max} + 1]\}} + \frac{\beta(z)}{\eta(z)} \left(\frac{t}{\eta(z)} \right)^{\beta(z)-1} \tag{20}$$

对应的平均寿命为

$$E_c[T] = \int_0^\infty R_c(t) dt \tag{21}$$

3 竞争模型的求解

为了对竞争风险模型进行求解,可构造如下的似然函数:

$$L(a,b,c,\eta,\beta) \propto \left\{ \prod_{i=1}^m \frac{\{a[\exp(b \cdot t_i) - 1]/b\}^{W_i/E(c(t_i))}}{[W_i/E(c(t_i))]} \right\} \cdot \exp \left[- \sum_{i=1}^m \frac{a[\exp(b \cdot t_i) - 1]}{b} \right] \cdot \left\{ \prod_{i=1}^m \left[\frac{\beta(z)}{\eta(z)} \left(\frac{\tau_i}{\eta(z)} \right)^{\beta(z)-1} \right]^{d_i} \right\} \cdot \exp \left[- \sum_{i=1}^m \left(\frac{\tau_i}{\eta(z)} \right)^{\beta(z)} \right] \tag{22}$$

式中 m 为部件的序号, τ_i 为部件的生存时间, δ_i 为部件 i 是否由于破裂而失效的,当 $\delta_i = 1$ 时,该部件出现破裂,而 $\delta_i = 0$ 为没发生破裂. 由于两个失效模型没有相关联的参数,所以可以独立地为各失效模型进行参数估计.

3.1 磨损故障模型的参数估计

在磨损故障模型中,参数 a 和 γ_0 在式(7)中是相乘的因子,因此不能直接使用最大似然估计方法分别估计得到 a 和 γ_0 .

为此,研究使用最大似然估计和矩估计相结

合的方法,逐个求出待定参数. 求解步骤如下:

步骤 1 通过最大似然函数,计算下式得到参数 $\hat{b}$

$$\sum_{i=1}^m W_i \left\{ \frac{t_i \sum_{i=1}^m \exp(b \cdot t_i)}{\sum_{i=1}^m [\exp(b \cdot t_i) - 1]} + \frac{t_i \cdot \exp(b \cdot t_i)}{\exp(b \cdot t_i) - 1} \right\} = 0 \tag{23}$$

式中 m 为转子叶片数目.

步骤 2 通过最大似然估计计算得到

$$\theta = a \cdot \gamma_0 / b$$
$$\hat{\theta} = \frac{\sum_{i=1}^m W_i}{E[z^2(t)] \sum_{i=1}^m [\exp(\hat{b} \cdot t_i) - 1]} \tag{24}$$

步骤 3 估计每个转子叶片在整个时间间隔内的期望累积磨损量

$$\hat{E}[W_i] = \hat{\theta} [\exp(\hat{b} \cdot t_i) - 1] \quad i = 1, \dots, m \tag{25}$$

并计算

$$\hat{\gamma}_k = \frac{W_i - \hat{E}[W_i]}{\sqrt{\hat{E}[W_i]}} \quad i = 1, \dots, m \tag{26}$$

步骤 4 由式(27)估计 $\hat{\gamma}_0$

$$\hat{\gamma}_0 = \text{Var}[\hat{\gamma}_k] = \frac{\sum_{i=1}^m (\hat{\gamma}_k - \text{Ave}[\hat{\gamma}_k])^2}{(m-1)E[z^2(t)]} \tag{27}$$

式中 $\text{Ave}[\hat{\gamma}_k] = \sum_{i=1}^m \frac{\hat{\gamma}_k}{m}$ 为 $\hat{\gamma}_k$ 的样本均值.

步骤 5 由式(28)估计非齐次柏松过程的参数 $\hat{a}$

$$\hat{a} = \frac{\hat{\theta} \cdot \hat{b}}{\hat{\gamma}_0 E[z^2(t)]} \tag{28}$$

从式(27)中可以看出,当 $\hat{E}[W_i]$ 越准确,并且样本容量越大时,对 γ_0 的估计也越准确,进而得到准确的 $\hat{a}$. 当 $\hat{\gamma}_k$ 的样本均值越接近 0,则磨损量的计算期望值和实际情况越符合,由此得到的 γ_0 的估计就越准确.

3.2 裂纹失效的参数估计

裂纹失效的参数估计可采用最小二乘法与最大似然估计相结合的方法计算参数. 其中,二参数威布尔分布可以通过变换,将样本点近似拟合成一条直线^[18]. 对式(12)积分后,并左右两边进行两次对数化后,转化为线性方程 $Y = AX + B$,并用最小二乘法求出参数值的准确数值. 其中 $A =$

$\beta, B = \exp(\gamma_1 + \gamma_2 z)$. 再使用极大似然估计求得 γ_1 和 γ_2 的值. 由于直接以威布尔分布进行计算的工作量巨大, 可先转换成 Gumbel 分布来减少参数估计的计算量^[18].

4 实例分析

根据某航空公司的发动机 HPT 转子叶片的维修记录单, 通过提取表单上的检查时间、故障信息等内容, 得到了表 1^[19]. HPT 转子的数据记录同时包括故障时间和故障模式, 但数据中可能包含了删失数据. 虽然这方面的数据较全, 但是通常影响故障时间的因子较少记录.

表 1 经过整理后的 HPT 叶片故障数据^[19]
Table 1 Processed failure data of HPT blade^[19]

序号	τ_i	δ_i	推力等级	t_i	W_i	R_i
1	36 370	1	24	31 270	2.85	0.3010
2	28 930	1	26	17 200	1.35	0.4560
3	27 970	1	24	21 970	2.00	0.5335
4	21 830	1	24	16 300	1.35	0.7083
5	39 450	0	24	28 000	2.75	*
6	39 500	1	24	30 450	3.00	0.2494
7	42 320	0	24	37 310	3.05	*
8	25 200	1	26	24 710	2.15	0.6742
9	27 750	1	24	16 620	2.35	0.5697
10	25 680	1	24	16 300	2.10	0.6059
11	29 990	1	26	21 560	1.90	0.4173
12	45 000	0	24	45 000	3.95	*
13	37 860	0	24	30 000	3.60	*
14	25 100	0	26	15 970	1.20	*
15	18 270	1	32	13 200	2.00	0.7695
16	18 650	1	24	7 700	1.05	0.7395
17	26 770	0	26	7 700	1.60	*
18	16 870	1	32	8 250	0.90	0.7994
19	11 600	1	32	3 900	1.15	0.9491
20	14 300	1	32	7 700	1.20	0.9192
21	14 596	1	32	9 096	0.50	0.8892
22	31 900	1	26	19 800	1.60	0.3398
23	25 300	1	32	10 450	0.40	0.6400
24	23 720	0	24	12 100	1.00	*
25	56 120	0	24	56 120	4.05	*

续表

序号	τ_i	δ_i	推力等级	t_i	W_i	R_i
26	20 950	0	32	8 800	1.40	*
27	16 738	1	32	2 200	0.40	0.8593
28	55 460	0	24	55 460	4.10	*
29	28 100	1	26	27 500	2.15	0.4948
30	28 050	0	26	8 250	0.70	*
31	31 330	1	32	18 755	1.15	0.3785
32	5 430	1	32	0	0	0.9790
33	16 790	1	32	8 490	0.95	0.8293

表 1 中 τ_i 为观察的截止时间, δ_i 表示该部件在整个观察时间内是否发生裂纹失效. $\delta_i = 1$ 表示发生疲劳裂纹, 反之则没发生. t_i 表示观察磨损情况的时间. w_i 为在 t_i 时刻检查时叶片的磨损量. 推力等级表示叶片所属发动机的推力等级, 在数值上等于实际推力除以 1000 再略去小数点以后的部分, 其值并不是连续的, 这是由于民用航空发动机的型号决定的. 显然推力等级的大小会导致 HPT 转速、HPT 前温度大小不同, 进而影响 HPT 叶片寿命. 如果对每时刻的发动机推力值进行记录并推算磨损量, 会使得数据量过于庞大而难以分析, 因此本文中采用推力作为估计, 即发动机的巡航时推力. “*”表示未发生裂纹, 是删失数据.

R_i 为叶片在破裂失效发生时的可靠度估计值. 根据文献[20-21], 由于样本量少, 而且存在删失数据, 应根据以下步骤计算:

步骤 1 根据式(29)重新调整秩序号.

$$i_{ra} = \frac{i_{rr} \cdot (i-1)_{ra'} + (N+1)}{i_{rr} + 1} \tag{29}$$

式中 i_{ra} 为调整后的秩序号, i_{rr} 为调整前的倒序, $(i-1)_{ra'}$ 为上一次失效的调整秩, N 为样本数量.

步骤 2 基于调整后的秩序号, 使用 Benard 近似法计算调整后的不可靠度.

$$\hat{F}_i = (i_{ra} - 0.3) / (N + 0.4) \times 100\% \tag{30}$$

式中 N 为样本数量.

根据磨损故障与裂纹失效两者独立的假设, 首先估算磨损故障的参数 $\hat{a}, \hat{b}, \hat{\gamma}_0$. 由于表 1 中共有 33 个转子叶片数据, 则 $m = 33$, 将 m, t_i, w_i 带入式(24)得到

$$\hat{b} = -4.8298 \times 10^{-6} \tag{31}$$

在此基础上, 根据式(24)~式(27)得到

$$\hat{\gamma}_0 = 2.6818 \times 10^{-4} \tag{32}$$

最后通过式(28)得到

$$\hat{a} = 5.3789 \times 10^{-4} \tag{33}$$

计算得到 $\hat{y}_k$ 的均值为 0.0656, 并且样本标准差 $\sigma(\hat{y}_k) = 0.4323$, 远大于样本均值, 因此认为 $\hat{y}_0$ 的估计值足够准确.

针对裂纹模式的参数, 首先通过最小二乘法求得

$$\beta = 2.356 \tag{34}$$

再利用极大似然估计求得

$$\hat{\gamma}_1 = 10.1460, \quad \hat{\gamma}_2 = -6.72 \times 10^{-4} \tag{35}$$

利用这些参数可得到竞争模型 $F_c(t)$ 、裂纹失效模型 $F_{ic}(t)$ 和磨损模型 $F_w(t)$ 的函数关系表达式. 当 $z=30$ 时, 可得到磨损故障模型, 裂纹失效模型和竞争模型的不可靠度, 如图 3 所示. 由图 3 可见, 当仅考虑其中一个失效模型时, 总是会低估实际故障的发生概率, 因而采用竞争模型后才能更准确地反映出叶片发生故障的实际情况.

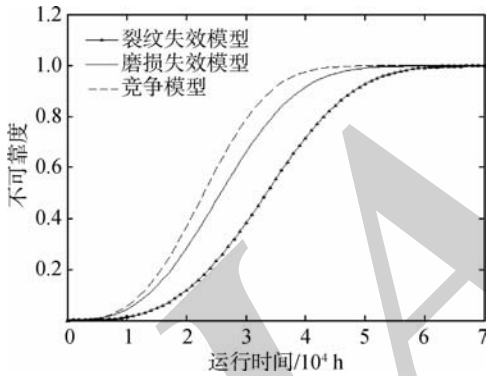


图 3 $z=30$ 时的 $F_c(t), F_{ic}(t), F_w(t)$
Fig. 3 $F_c(t), F_{ic}(t), F_w(t)$ when $z=30$

进一步, 根据式(22)可得到不同推力等级下的寿命期望.

由图 4 可见随着推力等级不断增大, 叶片的寿命期望也不断下降, 而且下滑程度越来越大, 结果符合现实情况. 同时, 由图 4 可知, 未考虑推力的寿命期望始终较大, 并且随推力变大, 误差也越来越大, 可见当飞机在高负荷下运作时更需要将推力大小考虑在内, 否则会做出错误判断, 可能导致事故发生.

若未考虑推力因素, 则得到竞争模型的不可靠度如图 5 所示.

从图 5 中可以看出, 考虑了推力的曲线要比未考虑推力的曲线陡峭, 随着时间增大, 不可靠度大大增加. 因此, 如果按照未考虑推力的曲线来预测可靠度就很容易发生误判, 误认为部件还处于

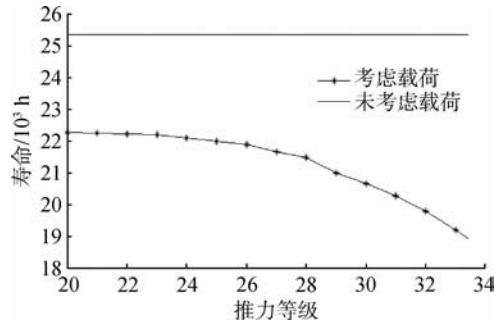


图 4 不同推力等级下的寿命期望
Fig. 4 Expected life under different thrusts

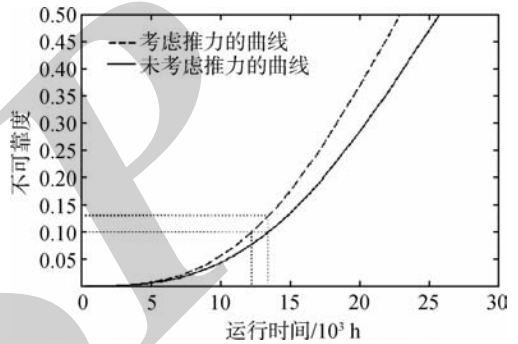


图 5 考虑推力与未考虑推力情况下的不可靠度比较
Fig. 5 Unreliability comparison between considering thrust and not considering thrust

可接受的不可靠度 限度内, 但实际上已经处于需要更换的阶段. 从图 5 中可以看出, 若以不可靠度为 0.1 作为更换时间点, 本应该在 12 250 h 更换, 但未考虑推力时, 则该在 12 750 h 更换, 而此时的不可靠度已经远远高于 0.1, 达到了 0.133, 此时部件存在较大的安全风险, 相应的风险率增加了约 33%. 这一分析结果, 符合实际中持续大推力等恶劣工况会造成故障率增加的情况.

5 结 论

传统的转子叶片可靠性分析中往往只针对某个失效模式进行分析, 而且不考虑环境因素对可靠性的影响, 会造成对安全风险误判. 因此本文不仅研究了叶片上多个失效模式对可靠性的影响, 还将环境因素引入模型中, 使模型更加贴近实际的运行情况. 从最后的实例数据可以看出, 同时考虑推力、多失效模式及其交互作用对可靠性的影响, 能更为准确地反映了转子叶片在实际运行环境下的可靠性水平, 减少对寿命的误判, 减少了风险和非计划停机, 并为后续维修决策提供科学依据.

参考文献:

- [1] Zaretsky E V, Litt J S, Hendricks R C. Determination of turbine blade life from engine field data structures, structural dynamics, and materials conference [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6): 1156-1167.
- [2] 周胜田. 航空发动机叶片疲劳的损伤力学研究及外物损伤影响[D]. 沈阳: 东北大学, 2008.
ZHOU Shengtian. Study on fatigue of air-engine blades by damage mechanics and influence of foreign object damage [D]. Shenyang: Northeastern University, 2008. (in Chinese)
- [3] Hou J, Wicks B J, Antoniou R A. An investigation of fatigue failures of turbine blades in a gas turbine engine by mechanical analysis [J]. Engineering Failure Analysis, 2002, 9(2): 201-211.
- [4] Vittal S, Hajela P, Joshi A. Review of approaches to gas turbine life management[R]. Taizhou: 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization, 2004.
- [5] Giantomassi A, Ferracuti F, Benini A, et al. Hidden Markov model for health estimation and prognosis of turbofan engines[R]. ASME Paper GT2011-48174, 2011.
- [6] Ray A K, Das G, Ranganath V R, et al. Failure of connecting pins of a compressor disc in an aero engine[J]. Engineering Failure Analysis, 2004, 11(4): 613-617.
- [7] Orsagh R, Roemer M, Sheldon J, et al. A comprehensive prognostics approach for predicting gas turbine engine bearing life[R]. ASME Paper GT2004-53965, 2004.
- [8] 公杰. 某航空发动机使用载荷对其整机寿命和可靠性的影响研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2012.
GONG Jie. The study on the impact of engine's load on engine's life and reliability [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2012. (in Chinese)
- [9] Biallas G, Essert M, Maier H J. Influence of environment on fatigue mechanisms in high-temperature titanium alloy IMI834 [J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27(10): 1485-1493.
- [10] Gagg C R, Lewis P R. Wear as a product failure mechanism-overview and case studies [J]. Engineering Failure Analysis, 2007, 14(8): 1618-1640.
- [11] Vardar N, Ekerim A. Failure analysis of gas turbine blades in a thermal power plant [J]. Engineering Failure Analysis, 2007, 14(4): 743-749.
- [12] Gebraeel N Z, Lawley M A, Li R, et al. Residual-life distributions from component degradation signals: a bayesian approach [J]. IIE Transactions, 2005, 37(6): 543-557.
- [13] Gao X, Dodds R H, Tregoning R L, et al. A Weibull stress model to predict cleavage fracture in plates containing surface cracks [J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 1999, 22(6): 481-493.
- [14] Weibull W. Analysis of fatigue test results [M]. Oxford, London, New York, Paris: Pergamon Press, 1961.
- [15] 林静, 韩玉启, 朱慧明. 一种多重 Weibull 回归模型在竞争失效分析中的应用 [J]. 系统仿真学报, 2006, 8(2): 199-202.
LIN Jing, HAN Yuqi, ZHU Huiming. Application of poly-weibull regression model in analysis with competing causes of failure [J]. Journal of System Simulation, 2006, 8(2): 199-202. (in Chinese)
- [16] 赵慧江. 威布尔回归模型的统计诊断 [D]. 贵阳: 贵州财经学院, 2009.
ZHAO Huijiang. The diagnostics and influence of Weibull regression model [D]. Guiyang: Guizhou College Finance and Economics, 2009. (in Chinese)
- [17] David H A, Moeschberger M L. The theory of competing risks [M]. London: Griffin, 1978.
- [18] Smith R L. Weibull regression models for reliability data [J]. Reliability Engineering and System Safety, 1991, 34(1): 55-76.
- [19] 袁锴. 民用飞机部件可靠性分析与维修决策优化方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
YUAN Kai. Research on methods of reliability analysis and maintenance decision-making optimization for civil aircraft component [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [20] Nelson W B. Applied life data analysis [M]. New York: John Wiley and Sons, 2005.
- [21] Ramírez P, Carta J A. Influence of the data sampling interval in the estimation of the parameters of the Weibull wind speed probability density distribution: a case study [J]. Energy Conversion and Management, 2005, 45(15): 2419-2438.

(编辑: 叶 青)