

文章编号: 1000-8055(2005)03-0407-06

某型航空发动机涡轮盘结构可靠度计算

蒋向华, 杨晓光, 王延荣

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 针对传统涡轮盘确定性应力和寿命计算上对参数分散性考虑的不足, 采用应力—强度干涉法和模糊概率积分法(FPI)计算某型航空发动机涡轮盘关键位置的结构可靠度, 将两种方法结果进行对比分析, 说明FPI方法的有效性和快速性, 并分析了干涉法计算中的某些近似对可靠度计算结果带来的影响, 最后采用FPI方法计算了整个涡轮盘的结构可靠度分布, 该结果对掌握整个涡轮盘的可靠度水平及对涡轮盘进一步设计具有参考价值。

关键词: 航空、航天推进系统; 结构可靠性; 模糊概率积分; 应力—强度干涉; 涡轮盘
中图分类号: V 231.9 **文献标识码:** A

Structure Reliability Evaluation of a Gas Turbine Disk

JIAN G Xiang-hua, YANG Xiao-guang, WANG Yan-rong

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Some deficiencies existed in the traditional deterministic stress and fatigue analysis of gas turbine disk, for example, it cannot quantify the influence of discrepancies in the structure design variables. The stress-strength interference method and Fuzzy Probability Integral (FPI) method, which can quantify these discrepancies, were applied to evaluate the structure reliability of the turbine disk. Result shows FPI method is rapid and effective. The influence of approximations existing in the interference method was also studied. At the end FPI method was used to evaluate the whole disk reliability distribution. This result is helpful not only for understanding the reliability level of the whole disk but also for the further design of the disk.

Key words: aerospace propulsion system; structure reliability;
Fuzzy Probability Integral (FPI); stress-strength interference;
gas turbine disk

涡轮盘是航空发动机主要承力构件之一, 在离心力、温度载荷的作用下, 工作应力水平较高, 属于重要关键件。涡轮盘一旦破坏, 其后果往往是灾难性的。

传统的涡轮盘应力和寿命分析是基于确定性参数基础上的, 计算所用的参数, 如轮盘尺寸、转速及一定温度下的杨氏模量、波松比等, 都是确定

值; 然而实际生产及使用过程中, 这些参数都是具有一定散度的、带分布的随机变量, 确定性计算中的参数值通常只是这些参数的均值。按确定性计算来进行结构设计, 如传统的安全系数法, 并不能保证结构的可靠性^[1]。而结构可靠性计算(设计)就可以及时、充分地考虑参数的分散性, 为低冗余量、高安全性的先进涡轮盘结构设计提供一条良

收稿日期: 2004-05-13; 修订日期: 2004-10-18

作者简介: 蒋向华(1976-), 男, 湖南永州人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士生, 主要从事结构可靠性研究

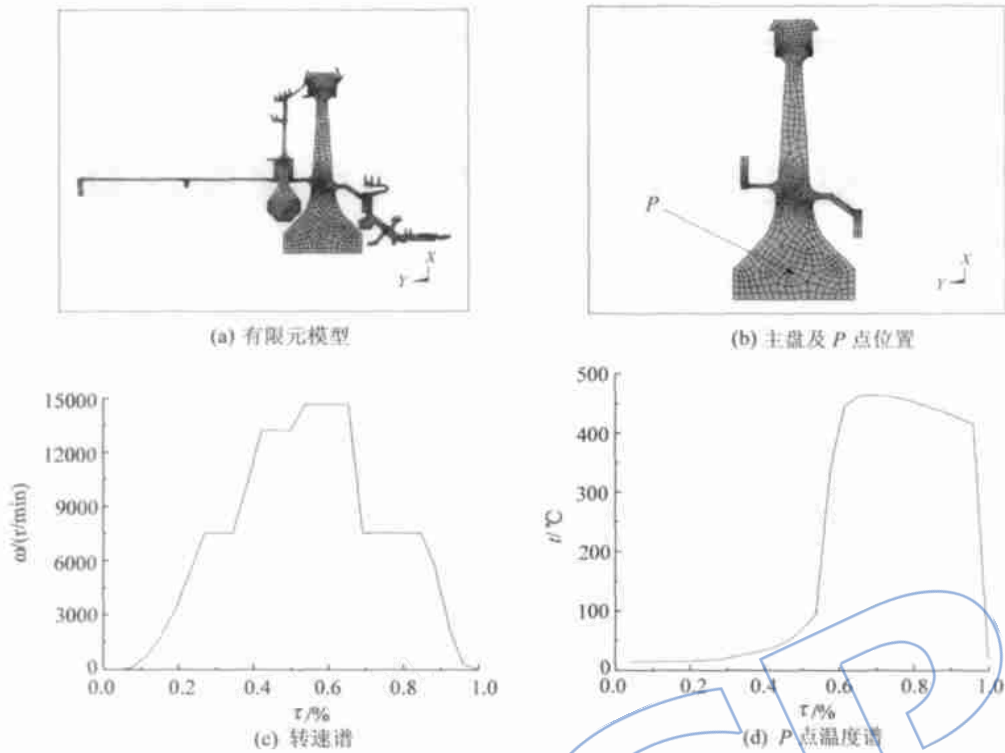


图1 涡轮盘的有限元模型、转速和主盘危险位置 P 及其温度谱

Fig 1 FEM model of turbine rotor, rotational velocity table, point P and its temperature table

好的途径。

本文采用传统的应力—强度干涉模型法及一种新的方法—模糊概率积分法, 来计算某型航空发动机涡轮盘的构件可靠度, 对两种方法的计算结果进行了比较和分析。

1 涡轮盘的结构应力、应变计算

涡轮盘的结构及有限模型如图 1(a) 和 (b) 所示, 分为主盘及非主盘两部分, 整个涡轮盘主要采用 GH4169 材料, 其中非主盘中有部分结构采用粉末冶金材料。本文对整个涡轮盘进行了应力分析, 但分析重点只放在主盘的应力、寿命及可靠性上。

经过确定性有限元弹塑性应力计算, 确定涡轮盘的几处失效危险位置, 其中应力极值为 P , 该点受 $R=0$ 的恒幅疲劳载荷作用, 在该应力作用下, 涡轮盘的塑性应变并不大, 根据计算结果, 采用应力—寿命关系进行疲劳寿命分析。涡轮盘蠕变效应也可以忽略。

整个涡轮盘均采用轴对称单元。涡轮盘受离心力和温度载荷作用。一个涡轮盘循环的载荷共有 626 个子步。涡轮盘受本身的离心力和叶片离

心力共同作用, 其中叶片离心力按实际转速计算并作为外力加在轮缘, 涡轮盘的转速载荷谱如图 1(c) 所示; 涡轮盘受瞬态温度场作用, 其中 P 点的温度谱如图 1(d) 所示。约束条件共两个: 轴向约束和主盘与非主盘间的位移协调关系。弹塑性计算的本构方程选用经典的多线性随动硬化模型, 所用有限元程序为 ANSYS。

2 涡轮盘的结构可靠度计算

涡轮盘中每个节点的可靠度都是不同的, 本文以 P 点为例计算轮盘的可靠度。这里只考虑轮盘转速的分散性, 根据转速的统计值, 涡轮盘转速服从正态分布, 标准差为转速的 2.5%。通过对转速抽样计算轮盘应力, 得到该点的应力基本上服从正态分布, 其中 $\mu_s = 1\,074.07\text{ MPa}$, $\sigma_s = 0.037\,54$ 。

P 点的最高温度为 463°C , 这个温度并没有实验曲线。在这个温度附近, 可查的材料 $P-S-N$ 曲线图有 400°C 和 500°C 两个。按式 (1)^[2] 进行实验曲线拟合, 得到这两个温度下的 $P-S-N$ 曲线拟合系数 (含 p_{50} 与 $p_{99.87}$ 两种存活率), 如表 1 所示。

表1 材料的P- S- N 曲线拟合系数
Table 1 Material P- S- N fitness curve coefficients

$t/^{\circ}\text{C}$	存活率	a	b	c
400 $^{\circ}\text{C}$	P_{50}	$a_{11}= 29.650\ 22$	$b_{11}= 8.245\ 25$	$c_{11}= 84.646\ 64$
	$P_{99.87}$	$a_{12}= 30.603\ 68$	$b_{12}= 8.910\ 49$	$c_{12}= 0.517\ 70$
500 $^{\circ}\text{C}$	P_{50}	$a_{21}= 38.885\ 73$	$b_{21}= 11.175\ 06$	$c_{21}= 92.313\ 86$
	$P_{99.87}$	$a_{22}= 39.894\ 79$	$b_{22}= 12.403\ 18$	$c_{22}= 221.214\ 71$

$$\sigma_{\max} = 10^{(a - \lg N)/b} + c \tag{1}$$

下面采用传统的应力—强度干涉模型法及模糊概率积分法来计算轮盘在该分布应力作用下的可靠性, 并将计算结果进行对比分析。

2 1 传统应力- 强度干涉模型法

取P- S- N 曲线中温度最靠近P 点温度的曲线, 即500 $^{\circ}\text{C}$ 下的P- S- N 曲线, 作为该点计算寿命的应力—应变曲线。根据等寿命强度分布理论^[3], 当等寿命寿命分布符合对数正态分布时, 材料的等寿命强度分布可以根据式(2)求出:

$$g(S) = \frac{\mu(S)\sigma'(S) - \mu'(S)\sigma(S) - \sigma'(S)\lg N^*}{\sqrt{2\pi\sigma^2(S)}} \cdot \exp\left\{-\frac{[\lg N^* - \mu(S)]^2}{2\sigma^2(S)}\right\} \tag{2}$$

式中, N^* 为给定寿命, $\mu(S)$ 和 $\sigma(S)$ 分别为对数寿命的均值和标准差的拟合曲线, 拟合曲线的阶次通常取为一阶, 即:

$$\mu(S) = a + b \times S, \quad \sigma(S) = c + d \times S$$

高阶的拟合会给强度分布的计算带来非常大的难度。

根据材料500 $^{\circ}\text{C}$ 下的P- S- N 曲线, 即可拟合出材料的对数寿命及标准差随应力变化的方程为(3)和(4), 其中寿命标准差采用(5)式计算。

$$\mu(S) = 12.087 - 0.006\ 28S \tag{3}$$

$$\hat{\sigma}(S) = -0.115\ 23 + 0.000\ 728S \tag{4}$$

$$\sigma(S) = \frac{1}{u_{P_{99.87}}} [\lg(N_{P_{99.87}}) - \lg(N_{P_{50}})] \tag{5}$$

$$R(N) = \int_{\min}^{\max} f(S_s) \left[\int_S^{\infty} g(S_r) dS_r \right] dS_s \tag{6}$$

将(3)、(4)式代入(2)中即可得到材料的等寿命强度分布方程, 图2即为不同寿命下P 点的应力- 强度干涉图形。将(2)代入(6)式即可求得P 点的结构可靠度方程, 如图4中的R1所示, 具体

的可靠度值见表2中R1一栏。为方便对比说明, 本节所述的轮盘可靠度干涉模型算法下面简称为方法1。

应当指出的是, 式(3)实际上确定了一条新的S- N 曲(直)线, 该S- N 直线与材料真实的S- N 曲线有着一定的差别, 如图3所示, “F”为拟合

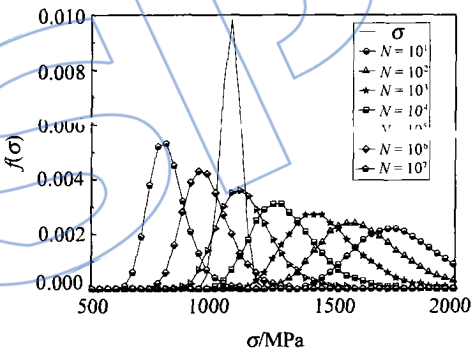


图2 不同寿命下P 处的应力—强度干涉图
Fig 2 Stress strength interference pattern of point P at different life cycles

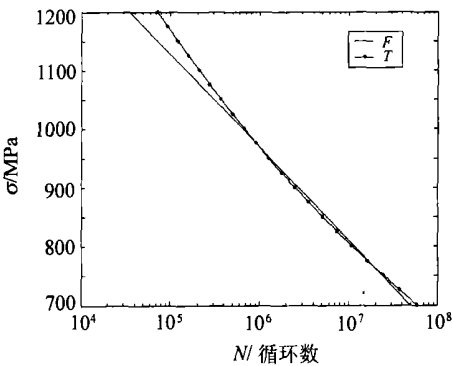


图3 材料P₅₀的P- S- N 曲线及拟合的P- S- N 直线

Fig 3 Material test P- S- N curve and its linear fitness curve (P₅₀)

直线,“T”为材料的实验曲线。同样,按直线拟合所得的寿命标准差也与真实寿命标准差有差别。这两个近似的存在将给方法1的计算结果带来误差。

2.2 模糊概率积分法

模糊概率积分法(Fussy Property Integral, FPI),是笔者研究的一种全新的构件可靠度计算方法。该方法的简要计算过程为:当结构的应力是一个分布的随机量,其概率密度函数为 f ;每一个应力下材料的寿命满足对数正态分布,其概率密度函数为 g ,对数寿命均值 N_{50} 与应力的关系满足 $P-S-N$ 曲线中曲线,即 $\mu_N = h(S)$,对数寿命标准差也为应力的函数,即 $\sigma_N = u(S)$,则在给定寿命时结构的可靠度为:

$$R[N] = 1 - \int_{\min}^{\max} c_g(S, \lg N) \cdot f(S) \cdot dS \quad (7)$$

式中: $c_g(S, \lg N)$ 为应力 S 所对应的对数寿命分

$$R[N] = 1 - \int_{S_{\min}}^{S_{\max}} \frac{1}{u(S) \sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^N e^{\{-[h(S)-t]^2/[2u(S)^2]\}} dt \left[\frac{1}{\sigma_S \sqrt{2\pi}} e^{-(S-\mu_S)^2/2\sigma_S^2} \right] dS \quad (10)$$

方程曲线如图4中的R2-1所示,具体可靠度值见表2中R2-1一栏。为方便说明,称这种计算条件下的FPI法为方法2.1。

如果直接采用材料的真实实验曲线,而不用方法1所拟合的材料曲线,此时,由(1)、(5)式及表1,材料寿命均值及标准差分别为:

$$h(S) = a_{21} - b_{21} \times \lg(S - c_{21}) \quad (11)$$

$$u(S) = \frac{1}{3} \{ [a_{22} - b_{22} \times \lg(S - c_{22})] - [a_{21} - b_{21} \times \lg(S - c_{21})] \} \quad (12)$$

将式(11)和(12)代入(10)式即可得到轮盘可靠度随时间变化的方程,如图4中的R2-2所示,具体可靠度值见表2中R2-2一栏。为方便说明,称这种计算条件下的FPI法为方法2.2。

2.2.2 采用 P 点实际温度计算可靠度

在航空发动机涡轮盘这样的高温结构的可靠

布函数在 $\lg N$ 处的累积概率, $f(S)$ 为应力分布在 S 处的概率密度。 $S_{\min}, S_{\max}$ 为应力分布可达的最小值,如当应力分布为正态分布时,可取 $S_{\min}, S_{\max}$ 分别为 $\mu_S - 5\sigma_S$ 和 $\mu_S + 5\sigma_S$,计算结果误差会很小,这在工程计算中是实用的。

当涡轮盘应力分布确定后,就可以用FPI方法直接求得不同寿命下涡轮盘的累积失效概率或可靠度。本文分别给出3种不同的条件进行FPI计算。

2.2.1 按500℃计算 P 点可靠度

首先,取与方法1完全相同的计算条件:取拟合的 $S-N$ 直线及寿命标准差作为500℃下 P 点的 $S-N$ 曲线及寿命标准差,即由式(3)(4),有:

$$h(S) = 12.087 - 0.00628S \quad (8)$$

$$u(S) = -0.11523 + 0.000728S \quad (9)$$

将式(8)和(9)代入式(7)得轮盘可靠度随时间的变化方程:

度计算中,温度的影响也是重要的。涡轮盘中不同位置的温度是不同的,而不同的温度下材料的等强度寿命分布也不相同,所以采用方法1计算涡轮盘的可靠度时,由于计算速度和成本的限制,仅取最接近 P 点温度的材料曲线来代替 P 点实际温度下的材料曲线,这种简化提高了方法1计算的可行性,但同时也带来了相应的误差。而FPI法省去了对等寿命强度分布的计算,可以较好地计算真实温度下的可靠度,显示出更好的模拟真实状态的性能。

由于没有 P 点真实温度下的实验曲线,FPI法也需要利用附近温度的实验曲线来获得 P 点温度下的计算数据,这种获得非实验数据点数据的方法可以有多种,本文采用的方法是取 P 点相邻的400℃和500℃两条 $P-S-N$ 曲线来进行线性插值,设 $t_1 = 400^\circ\text{C}$, $t_2 = 500^\circ\text{C}$, P 点真实温度 $t = 463^\circ\text{C}$,按表1及(1)、(5)式,有:

$$C_1 = (t_2 - t)/(t_2 - t_1) \quad C_2 = 1 - C_1 \quad h_{t_1}(S) = a_{12} - b_{12} \times \lg(S - c_{12})$$

$$h_{t_2}(S) = a_{21} - b_{21} \times \lg(S - c_{21}) \quad h(S) = C_1 \times h_{t_1}(S) + C_2 \times h_{t_2}(S) \quad (13)$$

$$u_{t_1}(S) = \frac{1}{3} \{ [a_{12} - b_{12} \times \lg(S - c_{12})] - [a_{11} - b_{11} \times \lg(S - c_{11})] \}$$

$$u_{t_2}(S) = \frac{1}{3} \{ [a_{22} - b_{22} \times \lg(S - c_{22})] - [a_{21} - b_{21} \times \lg(S - c_{21})] \} \quad (14)$$

表2 不同计算得到的轮盘可靠度结果
Table 2 Disk reliability by different methods

方法	寿命/循环数						
	10 ¹	10 ²	10 ³	10 ⁴	10 ⁵	10 ⁶	10 ⁷
R1	1.000 0	1.000 0	0.999 2	0.968 1	0.688 1	0.180 7	0.011 6
R2.1	1.000 0	1.000 0	0.999 2	0.967 6	0.687 9	0.178 5	0.008 6
R2.2	1.000 0	1.000 0	0.999 8	0.984 5	0.753 6	0.206 8	0.009 3
R2.3	1.000 0	1.000 0	0.999 9	0.982 8	0.676 1	0.109 4	0.001 6

将(13)和(14)式代入(10)式即可得到涡轮盘可靠度随时间变化的方程,如图4中的R2.3所示,具体可靠度值见表2中R2.3一栏。为方便说明,称这种计算条件的FPI法为方法2.3。

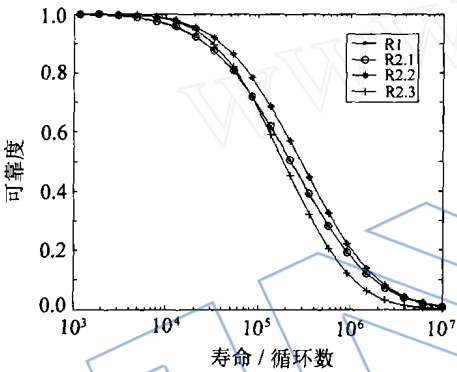


图4 不同方法计算的可靠度

Fig 4 Reliabilities obtained by different method

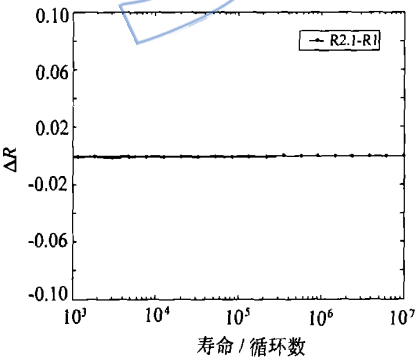


图5 R2.1与R1之差

Fig 5 Difference in the results between R2.1 and R1

2.3 计算结果对比

由图4可以看出,方法1结果R1与方法2.1的结果是一致的,取(R2.1- R1)作差值图,如图5所示,可以看到两者相差极小,且不规则,属计算

过程产生的数值误差。这表明FPI法涵盖了应力—强度干涉法的功能。同时FPI的计算速度更快,某次计算时间测试的结果显示,用同一台计算机计算相同的可靠度,方法1的计算耗时46 s,方法2.1耗时仅3 s。

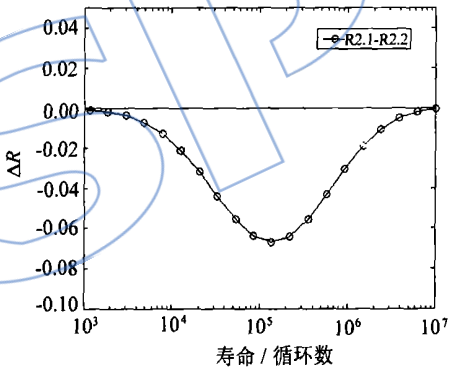


图6 R2.1与R2.2之差

Fig 6 Difference in the results between R2.1 and R2.2

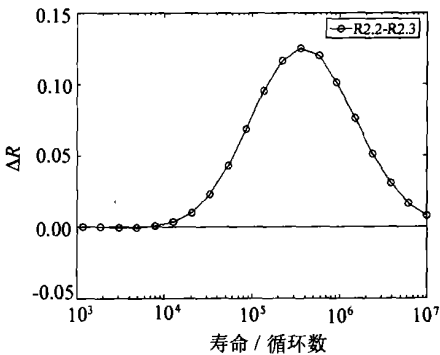


图7 R2.2与R2.3之差

Fig 7 Difference in the results between R2.2 and R2.3

取(R2.1- R2.2)作差值图,如图6所示,该图表示的是材料的均值寿命及标准差采用直线拟

合所带来的误差。由图可以看出, $R_{2.1}$ 与 $R_{2.2}$ 结果的最大绝对误差达 0.0671, 此时的相对误差为 13.7%, 说明近似给可靠度计算带来较大误差。

GH4169 材料在 500°C 时的疲劳性能比 400°C 时的疲劳性能有较为明显的优势。取 ($R_{2.2}$ - $R_{2.3}$) 作差值图, 如图 7 所示, 该图表示了未计及温度差别所带来的误差。由图可以看出, $R_{2.2}$ 与 $R_{2.3}$ 结果的最大绝对误差达 0.125, 此时的相对误差为 39.3%, 说明不能充分考虑温度的影响会产生很大的误差, 即使温差不大 (37°C)。



图 8 10^5 工作循环时轮盘的可靠度分布云图

Fig 8 Contour distribution of disk reliability at 10^5 life cycles

2.4 采用 FPI 方法对整个主盘进行可靠度计算

FPI 的计算简便和快捷使得对轮盘所有节点的可靠度计算成为可能。图 8 为在 10^5 工作循环时采用方法 2.3 计算轮盘中所有节点可靠度的计算结果。由图可以看出, P 点的可靠度正是整个轮盘中最低的, 可以根据这个结果及轮盘的可靠度指标, 对轮盘进行进一步的结构设计。

3 结 论

通过计算可以看出, S-N 曲线及温度数据处理中的近似将会给涡轮盘的结构可靠性计算带来较大的影响; 涡轮盘的可靠度分布计算则可以直观地提供整个盘体的可靠度分布情况, 易于了解涡轮盘可靠性的整体水平和发现局部可靠性不足之处; 新的模糊概率积分法在上述分析时体现出较为良好的性能, 较之传统的干涉法具有一定的先进性。

参考文献

- [1] 蒋向华, 王延荣, 杨晓光. 某型航空发动机涡轮盘的可靠性分析[A]. 第二届航空发动机可靠性学术交流会议论文集[C]. 西安: 西安航空发动机(集团)有限公司设计所: 2003: 231~235.
- [2] 北京航空材料研究所. 航空发动机计算用材料数据手册(第二册)[Z]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 130~134.
- [3] 傅惠民. 疲劳强度概率分布[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1986.