

用能量法计算涡轮盘偏心孔边局部应力

西北工业大学 吕文林 魏邦旭

摘 要

为在弹塑性状态下计算孔边局部应力,本文基于能量法则,推导出计算孔边局部应力的方法。本文的方法简单实用,准确度较修正诺伯法计算结果要高。文中附有涡轮盘偏心孔的计算实例,并对计算结果进行了分析。

一、引 言

机械零件承受负荷时,其缺口部分伴有较大的应力和应变,常常进入弹塑性状态,是零件的危险部位,也是疲劳破坏的萌发区。航空发动机涡轮盘腹板(等厚或接近等厚)上均匀分布的偏心孔就是缺口部分的一种形式。缺口部分的应力分析在工程设计中极为重视。局部应力、应变较精确的计算方法,是弹塑性有限之法,但其工作量较大,费时费钱。在工程上常采用某些简单实用的方法,如诺伯法(Neuber)和修正诺伯法。诺伯公式可写为:

$$K_t^2 S^2 / E = \sigma e \quad (1)$$

式中 K_t 为理论应力集中系数; S 为名义应力; σ 、 e 为弹塑性状态的真实应力与应变。

一定的几何形状的缺口零件,承受一定类形的载荷时 K_t 为一定值,如名义应力已知,由(1)式可看出 $\sigma e = \text{常数}$ 。在某一定材料的应力应变图上, $\sigma e = \text{常数}$ 称为诺伯双曲线,它与应力—应变曲线的相交点的坐标值即为缺口部分的真实应力 σ 和真实应变 e 。

修正诺伯法的公式与上述相同,只是用疲劳缺口系数 K_f 代替 K_t ,其准确度有所改善。一般认为,修正诺伯法计算结果偏保守和安全,但从本文算例可看出其误差较大。

二、用能量法推导弹塑性应力集中系数 K'

首先假定偏心孔边应力集中点,承受负荷后,在完全弹性状态下的应变能,与实际上已进入弹塑性状态的应变能相等。这个假定是一种近似,算例表明,其误差比修正诺伯法的计算误差小,工程实践中可采用。假定应力应变曲线用下式表示

$$\sigma = C e^n \quad (2)$$

式中 C 为材料强化系数; n 为材料硬化指数,具体数值可根据试验曲线得出。

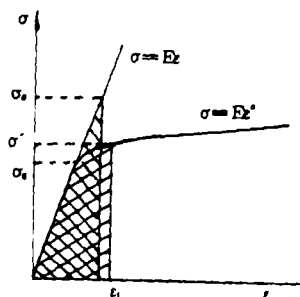


图1 应力应变曲线

基于以上假设,可写等式

$$\frac{\sigma_e^2}{2E} = \int_0^{\epsilon_i} \sigma d\epsilon$$

左式为弹性状态下假想应力 σ_e 的应变能,右式为已进入弹塑性状态应变 ϵ_i 的应变能(图1)。

将(2)式代入上式,并将 ϵ_i 用其对应的应力 σ' 表示,并整理得

$$\sigma' = [(n+1)/2E]^{n/(n+1)} \cdot C^{1/(n+1)} \cdot \sigma_e^{2n/(n+1)} \quad (3)$$

上式两边均除以名义应力 S ,并整理得

$$\sigma'/S = [(n+1)/2E]^{n/(n+1)} \cdot C^{1/(n+1)} \cdot S^{(n-1)/(n+1)} \cdot (\sigma_e/S)^{2n/(n+1)}$$

由于 $\sigma_e/S = K_t$, 并令 $K' = \sigma'/S$, (称为弹塑性应力集中系数)代入上式,化简得

$$K' = C_1 S^{n_2} K_t^{n_1} \quad (4)$$

式中 $C_1 = [(n+1)/2E]^{n/(n+1)} \cdot C^{1/(n+1)}$, $n_1 = 2n/(n+1)$, $n_2 = (n-1)/(n+1)$

三、计算实例

以图 2a 所示的某机涡轮盘为算例,计算其偏心孔边的应力。首先将涡轮盘以三角环形单

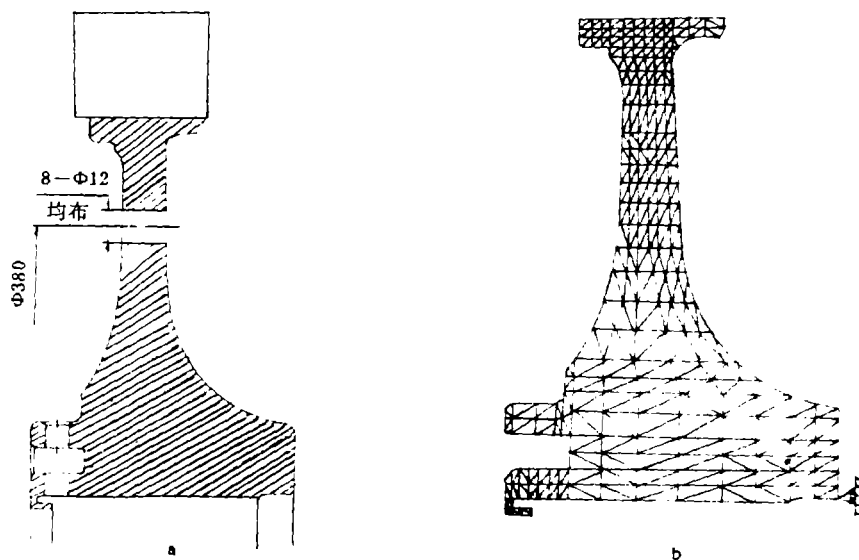


图2 某涡轮盘(a)及其网格划分(b)

元进行网格划分如图 2b,按轴对称的特点进行弹塑性状态有限元计算,采用增量加载的变刚度法,得出环形单元各节点环上的应力,对应于孔边位置上的应力为名义应力值,取周向应力为 S 。然后在 ABCD 区域(图 3)再进行一次平面应力的弹塑性有限元计算。 AB 及 CD 为沿周向固定、沿径向可滑移的边界条件,解出圆盘偏心孔边局部应力值,这个值定为本算例的精确值。用诺伯法及本文介绍的能量法计算时,都需要理论应力集中系数 K_t ,其值为^[1]:

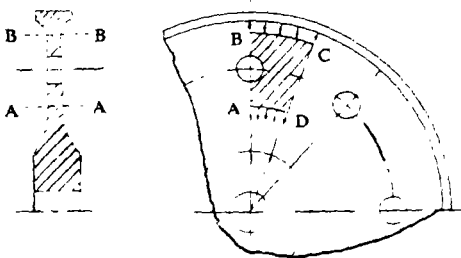


图3 涡轮盘的周向应力

$$K_t = \sigma_{\max} / \sigma_{\theta R} = 3 - (d/b) - (\sigma_{rR} / \sigma_{\theta R})$$

式中 b 、 d 的意义如图 4 所示, σ_{rR} 、 $\sigma_{\theta R}$ 为 R 半径的名义径向应力及名义周向应力。

本例的材料为 GH33A, 根据北京航空材料研究所提供的应力应变曲线, 在室温情况材料硬化指数 $n=0.13119$, 材料强化系数 $C=1608.2 \text{ MPa}$, 按公式(2)可得

$$\sigma = 1608.2 e^{0.13119} \quad (5)$$

按公式(4), 可得弹塑性应力集中系数为

$$K'_{RT} = 152.54 S^{-0.7681} K_t^{0.232} \quad (6)$$

在 600°C 时, $n=0.4410$, $C=7590.4 \text{ MPa}$, 同样可得

$$K'_{600} = 10.74 S^{-0.3879} K_t^{0.6121} \quad (7)$$

诺伯法的计算与本法的计算均取同一个 K_t 值及同样的应力—应变曲线, 在室温情况可利用公式(1)及公式(5)联立解出。

修正诺伯法是将理论应力集中系数 K_t 代之以疲劳缺口系数 K_f , 其公式为^[2]

$$K_f = 1 + (K_t - 1) / (1 + A/R)$$

式中材料常数 A 取 0.18 mm , R 为本例偏心孔的半径为 4 mm 。

仍按公式(1)及公式(5)联立解出具体的应力、应变值(注意此时公式 1 中的 K_t 代之以 K_f)。

同样, 如将 K_f 代入(6)、(7)式, 可得修正弹塑性应力集中系数 K'_f , 这种方法可称修正能量法。

现将计算实例的有关数据及几种方法的计算结果列表如下:

表 1 计算的工作状态及有关原始数据(σ_s 为轮盘外缘的外载, C 单径为 $(\text{MPa})^{(1-n)/(n+1)}$)

状 态	盘温($^\circ\text{C}$)	盘转速 r/min	$E(\text{MPa})$	n	$C(\text{MPa})$	n_1	n_2	C_1	$\sigma_{\theta s}$ (MPa)
A	室温均匀	12980	2.322×10^5	0.13119	1608.2	0.232	-0.7681	152.54	165.1
B	600°C 均匀	12980	1.942×10^5	0.441	7590.4	0.6121	-0.3879	10.74	165.1
C	600°C 均匀	11500	1.942×10^5	0.441	7590.4	0.6121	-0.3879	10.74	129.6
D	600°C 均匀	10000	1.942×10^5	0.441	7590.4	0.6121	-0.3879	10.74	97.99

表 2 各种系数的计算结果(应力单位为 MPa)

状 态	名义应力		K_t	K'	K_f	K'_f	按弹性状态得出的 最大应力 $K_s \sigma_s$
	σ_r	σ_θ					
A	550.17	648.43	2.0641	1.2497	2.0182	1.2428	1338.42
B	547.97	646.35	2.064	1.3588	2.0181	1.34	1334.07
C	431.4	499.43	2.048	1.4946	2.0029	1.473	1022.83
D	326.08	376.35	2.0453	1.6666	2.0003	1.644	769.75

GH33A 材料的屈服极限 $\sigma_s=714.3 \text{ MPa}$, 表 2 中所列出的四种状态按完全弹性所计算之最大应力均已超过 σ_s 。实际上表 2 中几种状态的孔边应力均已进入弹塑性状态, 因此局部应力不能再理论应力集中系数 K_t 求得。

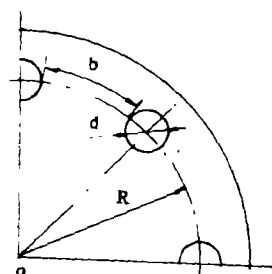


图 4 偏心孔尺寸

表3 各种方法计算结果比较(应力单位 MPa)

状 态	精 确 值	诺 伯 法	修正诺伯法	能 量 法		修正能量法	
				数 值	误 差	数 值	误 差
A	777.16	853.3	848.18	810.34	4.26%	805.87	3.69%
B	856.7	970.8	957.26	878.23	2.5%	866.16	1.11%
C	720.77	825.17	814.03	746.43	3.56%	735.59	2.05%
D	582.53	693.39	683.96	627.24	7.67%	618.77	6.22%

四、结论及分析

1. 通常计算涡轮盘偏心孔边应力按三维弹塑性有限元计算,其工作量很大,所耗机时也多。应用本文介绍的方法,可用常规的方法,如形状复杂的涡轮盘也可用准二维(利用轴对称性质)的有限元弹性计算,得出名义应力后即可得出弹塑性状态的孔边局部应力,这样可大大减少计算工作量。如需计算几种不同工作状态的应力值,或疲劳寿命预估时,节省工作量则更为显著。

2. 实际上在偏心孔边应力集中点假想的完全弹性应变能并未完全转变为该点的弹塑性应变能,少量转移给临近区域,因而计算值比真实应力大,偏于安全,从计算的算例中也证实了这一点。

3. 按以上的分析,硬化较小的材料,转移给临近区域的能量稍大,其计算误差也较大。通过算例表明,在目前常用的硬化不大的非理想塑性材料(如 GH33A),其误差比修正诺伯法要小,可在工程实践中应用。

4. 对于同一种材料,由于采用 $\sigma = C\epsilon^n$ 的近似式表达应力应变关系,在总应变 ϵ 较大时,其总应变能的积分域也大,相对误差较小,所以在算例中可看出在负荷小时,其相对误差较大。

5. 本文方法在本文中只计算了 GH33A 涡轮盘偏心孔的算例,但可尝试推广到其他材料和其他缺口形式的局部应力计算。

参 考 文 献

- [1] кириченко, В. И., "Расчеты деталей и узлов авиационных газотурбинных двигателей", ХВАИВУ-1957.
- [2] 吴富民等, "结构疲劳强度", 西北工业大学出版社, 1985.

(责任编辑 李其汉)

AN ENERGY METHOD FOR CALCULATING THE LOCAL STRESS AT AN ECCENTRIC HOLE IN A TURBINE DISK

Lu Wenlin and Wei Bangxu

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

A new method based on energy principle is derived to calculate local stress at an eccentric hole in a turbine disk under the elasto-plastic conditions. This method is not only simple and practical, but also able to obtain more accurate results than those calculated by the modified Neuber method. A numerical example is also presented in this paper.

CALCULATION OF UNSTEADY TRANSONIC FLOW FIELD IN A NOZZLELESS ROCKET MOTOR

Pei Ming, Li Yiming, Xia Xiangxing

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

After some treatment of the ignition process, the MacCormack explicit prediction-correction schemes can be adapted to predicting the one-dimensional unsteady flow field and interior ballistics in a nozzleless rocket motor from ignition to the end. The interior ballistics of cylindrical perforated and slab charges in the nozzleless rocket motor are calculated and compared with each other. The predicted results are in agreement with the experimental data. Moreover, the computations reveal that the choking position appears somewhat downstream to the geometric throat position and the thrust increases as the angle of divergence decreases and vice versa.

TECHNICAL NOTES

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON LIQUID FILM THICKNESS OF ATOMIZING CHANNEL

Liu Zhigang and Wang Jiahua

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

In order to find out the fuel distribution on the surface of the atomizing channel, the resistance sensor are used for measurement of the liquid film thickness. The principle of the measurement is described. The thickness and the wave frequency of the liquid film on the surface of the atomizing channel have been measured in the conditions of different air velocities, widths of the channel, injection pressure and diameters of nozzles. A experimental expression for the thickness of film is formulated as

$$h/x_0 = [(u_f/u_p)^{0.75}(L/d)^{-0.96}(W/y)^{-1.05}]/28.1$$