

带冠和冷却小孔涡轮叶片振动特性分析

北京航空航天大学 欧阳德* * 孔瑞莲 宋兆泓
贵州航空发动机研究所 于盛中 肖 波

【摘要】 某发动机第一级涡轮叶片是带有矩形冠和 9 小孔冷却涡轮叶片,为分析该级叶片振动特性,建立了有限元模型,分析了小孔、均匀温度场和非均匀温度场下、叶冠边界条件等对振动特性的影响。同时,依据共振疲劳损伤寿命理论确定叶冠的最佳间隙值,来增加使用寿命。计算结果表明:在无真实的温度场时,考虑工作时的平均温度是有效的工程处理方法;小孔对叶片振动特性的影响是较微弱的。

主题词: 发动机 叶片振动 有限元

分类号: V231.92 O242.21

1 计算模型与状态、振动微分方程的有限元形式^[1,2]

带 9 个小孔冷却涡轮叶片不仅结构复杂,而其边界也十分复杂。按设计的蓝图考虑叶身的 9 个小孔,在叶身的截面上,共有 256 个结点、56 个 8 结点四边形单元。叶身共有 4942 个结点,742 个 20 结点的等参元。不考虑叶身小孔时,在叶身截面上,共有 33 个结点,6 个 8 结点四边形单元。叶身共有 1364 个结点,197 个 20 结点的等参元。

考虑两种边界条件,分别模拟实际工作中的叶片工况,第一种边界条件是叶片第一榫齿部位固支(为 A 状态),叶尖自由,叶片与叶片间相互的独立。第二种边界条件是模拟叶片在实际工作中由于离心力的作用,叶冠的变形使叶冠与叶冠间相互搭接,叶片间依赖于叶冠使叶尖成互锁,形成叶尖固支条件(为 B 状态)。在实际的使用中,发现叶冠表面有压痕,表明第二种边界条件存在的可能性。

若忽略哥氏力的影响,叶片的无阻尼振动方程有限元形式:

$$[M]\{\ddot{U}\} + [K]\{U\} = 0 \quad (1)$$

式中: 总质量矩阵 $[M] = \sum [M]^e$, $[M]^e = \rho \int_V [N]^T [N] dv$

总体刚度矩阵 $[K] = \sum ([K_0]^e + [K_n]^e + [K_\sigma]^e - [K_c]^e)$

小位移刚度矩阵 $[K_0] = \int_V [B_0]^T [D] [B_0] dv$, 初应力刚度矩阵 $[K_\sigma] = \int_V [B]^T \sigma dv$

大变形刚度矩阵 $[K_n]^e = \int_V [B_0]^T [D] [B_0] + [B_n]^T [D] [B_0] + [B_n]^T [D] [B_n] dv$

$[B_0]$ 为线性应变—位移矩阵, $[B_n]$ 为非线性应变—位移矩阵, $[D]$ 为弹性矩阵。

离心刚度矩阵 $[K_c] = \sum [K_c]^e$, $[K_c]^e = \Omega^2 \int_e [N]^T [S]^T [S] [N] dv$

$[S]$ 为转轴单位矢 $\bar{a}$ 投影矩阵: $[S] = \begin{bmatrix} 0 & -a^z & a^y \\ a^z & 0 & -a^x \\ -a^y & a_x & 0 \end{bmatrix}$ 。位移向量 $\{U\} = \sum \{U\}^e$ 。

将(1) 方程分离得: $[K]\{\Phi\} = \omega^2[M]\{\Phi\}$ (2)
将(2) 式求解可得到所需的特征值 ω 和特征向量 $\{\Phi\}$ 。计算中采用 20 结点的等参元来离散结构, 具体的形函数形式略。

2 振动特性计算^[3]、叶冠极限间隙值的确定

通过有限元计算得到了两种状态的静、动频率分别列于表 1 和表 2。

表 1 A 型均温前五阶静、动频率值(单位: Hz)

转速 (r/min)	有孔叶片				无孔叶片			
	0	10000	11150	11240	0	10000	11150	11240
一阶	711	711	719	720	680	685	694	695
二阶	2175	2007	1992	1993	2171	2003	1987	1988
三阶	3135	2904	2885	2886	3017	2798	2780	2781
四阶	3439	3112	3075	3076	3367	2048	3009	3009
五阶	6219	5675	5617	5618	5602	5105	5049	5050

表 2 非均温有孔叶片前五阶静、动频率值(单位: Hz)

转速 r/min	A 型			B 型		
	10000	11150	11240	10000	11150	11240
一阶	714	722	724	2374	2339	2339
二阶	2016	2005	2005	4647	4610	4610
三阶	2923	2907	2909	5914	5864	5865
四阶	3129	3098	3099	7462	7376	7397
五阶	5711	5662	5663	9732	9651	9652

计算表明: 温度对叶片各阶振动模态几乎没有影响。图 1 为 A 型叶片振动模态图, 图 2 为

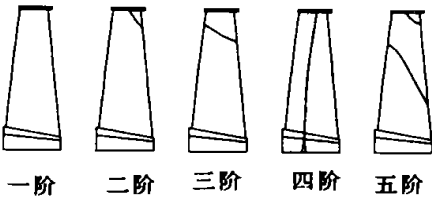


图 1 A 型叶片前五阶振型

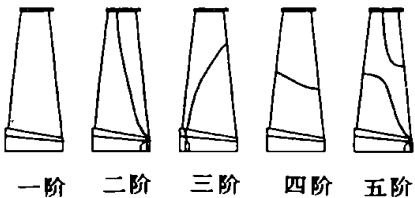


图 2 B 型叶片前五阶振型

B 型叶片振动模态图。图 3 为共振转速图。

A 型叶片振动模态依次为一阶弯曲振型,边角振型,二弯振型,一扭振型,复合振型。

B 型叶片振动模态:依次为一阶弯曲振型,一扭振型,复合振型,二弯振型;二扭振型。

叶冠极限间隙值 Δ_m ,是指叶片在一弯振型共振时,计入最大振动应力截面下的振动应力 σ_w 与其离心拉伸应力 σ^p ,并求得叶片截面非对称疲劳断裂允许应力 σ_{av} 所对应的叶冠振幅值 A_m ,该值称为叶冠极限间隙值 Δ_m 。这里给出叶片在一弯振型共振下,以叶身最大振动应力截面所相对应的叶冠极限间隙值(振幅) Δ_m 。

从叶片振动特性计算得知,叶片一弯振型最大振动应力截面位于距叶根近 1/3 叶身的区间,以进排气边特征点为最大,在叶尖振幅 $A=1\text{ mm}$ 时,其相应振动应力值为 $\sigma_{am}=238\text{ MPa}$ 。

从叶片共振特性得知,叶片一弯共振转速为 $n=8338\text{ r/min}$, $K=5$,此转速下叶片离心拉伸应力 $\sigma^p=280\text{ MPa}$ 。而叶片处于工作温度为 $t=700^\circ\text{C}$ 时,叶片材料的强度极限 $\sigma_B=960\text{ MPa}$,疲劳强度极限 $\sigma_{-1}=255\text{ MPa}$ 。从而得叶冠极限间隙值为:

$$\Delta_m = (\sigma_w / \sigma_{am}) A_1 = 0.76\text{ mm}$$

3 结果分析

(1) 有孔、非均匀温度场时,边界条件对固有频率的影响:表 3 给出弯、扭低阶振型和 A、B 型状态下频率比。在最大转速 $n=11240\text{ r/min}$ 时,一弯频率,A 型为 $f_{A1}=724\text{ Hz}$,B 型为 $f_{B1}=2339\text{ Hz}$, $f_{B1}/f_{A1}=3.25$;一扭频率,A 型为 $f_{T1}=3099\text{ Hz}$,B 型为 $f_{T1}=4610\text{ Hz}$, $f_{B1}/f_{A1}=1.49$;相应的二弯 $f_{B2}/f_{A2}=2.54$ 。

表 3 弯扭低阶频率比($n=11240\text{ r/min}$)

类型	频率	B1	T 1	B2
B 型	$f_i(\text{Hz})$	2339	4610	7397
A 型	$f_i(\text{Hz})$	724	3099	2909
B/A 型	$\Delta f(\%)$	3.25	1.49	2.54

(2) 相同温度场时,孔对固有频率的影响:对于 A 型,有孔比无孔叶片的同阶固有频率略高一些,如一弯高约 3.6%,一扭高约 2.2%。原因在于叶片的纵向孔,相当于减轻叶片的质量,降低了叶片刚性,但两者之比使叶片的频率增高。

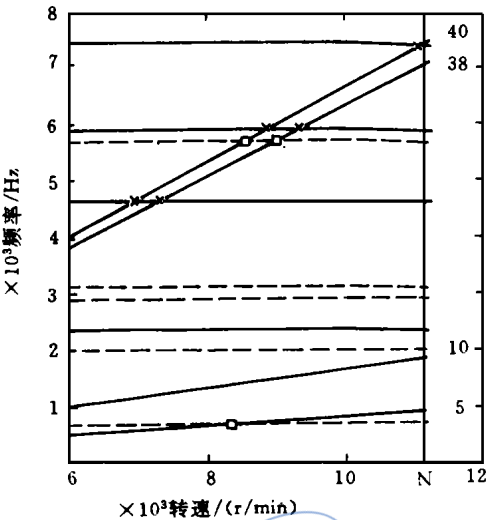


图 3 叶片转速共振(N 为设计转速)

(3) 温度对频率的影响: 仅从温度效应来看, 非均匀温度分布与均匀温度分布相比, 叶片在每个转速下的固有频率, 都是非均匀温度下的频率略高些。这主要是有些叶片上温度应力效应带来的结果。对于该级叶片而言, 其频率增高率, 一弯在 $0.1\% - 0.6\%$ 之间, 一扭平均值为 0.5% 。可见, 非均匀温度场对频率的影响效应不太显著。

(4) 温度与转速联合作用, 对固有频率的影响: 通常在计入叶片温度场时, 叶片频率值要比常温下的频率值低, 但随转速的增高, 温度随之增高, 频率值则将随之降低; 仅温度影响, 使叶片的动频率值永低于静频率值。在计入温度场下的叶片动频时, 叶片受温度和转速两种效应的影响, 温度效应使叶片频率降低, 而转速效应使叶片频率增高, 两者起相反作用。

在转速和温度两者增高的过程中, 其影响要看那种效应影响大, 便决定了叶片频率的增减变化。该级叶片的动频在低转速时, 温度效应大, 使动频低于静频, 中高转速时转速效应大, 使动频超过静频值。

对于叶片弯曲振动, 转速在 $n = 10000 \text{ r/min}$ 时, 动频接近静频值, 然后随转速增高, 动频便大于静频。对于叶片扭转振动, 因转速对扭转频率几乎不影响, 但温度使材料常数降低, 温度随转速增高, 传动频低于静频。

(5) 据 Campbell 分析, 该级叶片在两种状态下都不发生共振。

4 结 论

(1) 该叶片的小孔对固有频率的影响是较微弱的; (2) 温度对固有频率的影响是不可忽略; (3) A、B 型的边界条件, 对叶片的固有频率影响很大, 根据共振分析该级叶片在工作转速下不发生共振; (4) 叶冠极限间隙值为 0.76 毫米时, 振动响应得到抑制, 从而, 为振动循环寿命提供一定保证。

参 考 文 献

- 1 Bathe K J. Finite Element Procedures in Engineering Analysis. Englewood Cliffs. NJ: Prentice-Hall, 1982
- 2 诸德超, 王寿梅. 结构分析中的有限元素法. 机械工业出版社, 1981
- 3 James C MacBain. Vibratory Behavior of Twisted Cantilevered Plates. J. AIRCRAFT, 1975, 12(4)

(责任编辑 魏星禄)

VIBRATION CHARACTERISTICS ANALYSIS FOR A SHROUDED TURBINE BLADE WITH AIR- COOLING HOLES

Ou Yangde, Kong Ruilian, Song Zhaohong

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

Yu shengzhong and Xiao Bo

(Guizhou Aeroengine Research Institute)

ABSTRACT

A finite element model has been established for analyzing vibration characteristics of a shrouded turbine blade with air- cooling holes. The effects of uniform and nonuniform temperature distribution, holes and constraint conditons of the shrouds on the vibration characteristics are considered. According to the resonant fatigue- damage life theory, the optimum clearance between neighboring shrouds is determined to increase the service life. The results of the analysis show that the air- cooling holes have less, but the constraint conditions and temperature distributions have significant effect on natural frequencies of the blades.

Key Words Engines Blade vibration Finite elements

A SIMPLE METHOD FOR CALCULATION OF RESIDUAL STRESS IN THERMAL BARRIER COATING

Yang Xiaoguang, Gen Rui, Xiong Changbing

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

The residual stresses are always emerged in plasma sprayed coatings due to their spray method. The accurate calculation of the residual stresses is important for strength evaluation and thermal fatigue prediction of the coatings, as well as for controlling and evaluating the spraying process. First of all, a main process causing residual stress is identified by analyzing plasma spray process and simplified into a model. The residual stresses in the coated part is resulted from the difference in thermal expansivities of the various materials involved. According to the above mentioned, authors bring forward a simple method for calculating residual stresses, which can be easily used with finite element method. Finally, as a demonstration, cylinder- type specimens are chosen to calculate residual stresses with FEM under various calculating conditions.

Key Words Thermal barrier coatings Residual stress Finite element methods

A NUMERICAL ANALYSIS OF THERMAL BENDING DEFORMATION AND ITS INFLUENCE ON ROTOR

Lu Shan, Zhao Ming, Ren Pingzhen, Qi Xianping

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

Thermal bending deformation and its influence on an aeroengine's rotor are analyzed numerically, and some useful results for engineering are obtained. On the basis of axial symmetrical static temperture field of engine's rotor, its axial non- symmetrical temperture field is formed by the aid of thermal bending test data, three- dimension thermal elastic FEM is used to calculate the thermal bending deformation, and transfer matrix method