

涡扇发动机涡轮导向器故障分析^{*}

隋俊友¹, 张 锦¹, 刘兴洲²

(1. 北京航空航天大学 动力系, 北京 100083;

2. 航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 从故障检测、流场和温度场的计算以及强度分析四个方面, 对某型涡轮风扇发动机高压涡轮导向器进行了全面的研究。确定了导向叶片的故障起因因为超温过烧, 从而提供了相应的排故措施。由目前正在进行的试验验证工作来看, 改进措施的效果非常理想。

主题词: 涡轮风扇发动机; 涡轮导向叶片; 故障检测; 故障分析; 计算机辅助分析

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2000) 01-0036-03

Malfunction analysis to nozzle guide component of turbofan engine

Sui Junyou¹, Zhang Jin¹, Liu Xingzhou²

(1. Dept. of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: With the aspects of detecting malfunction, the calculation of gas and thermal field and strength analysis, the comprehensive research on nozzle guide component of certain turbo-fan engine has been performed in the paper. Accordingly, excessive burning is determined as the failure cause and measure of eliminating malfunction are provided. The proceeding test shows that the improving measure is effective.

Subject terms: Turbofan engine; Turborotor; Fault detection; Fault analysis; Computer aided analysis

1 引 言

某型涡扇发动机在地面试车时, 先后进行了节流特性、畸变流场、加减速特性等性能摸底试验, 经过累计试验 8 h (发动机设计使用寿命为 10 h) 后, 在进行常规检查时, 发现高压涡轮导向器中多数叶片出现程度不一的裂纹, 其中一片裂纹长达 5 mm, 且为穿透裂纹^[1]尤为严重的是, 在未查明故障原因的情况下, 高压涡轮导向器再次发生热故障, 导向叶片排气边缘出现大面积烧蚀, 发动机的试车时间只有 6 h^[2]。本文的研究是要查明高压涡轮导向器产生热故障的主要原因, 并找出切实可行的排故措施。

2 流场分析

对高压涡轮导向器进行强度分析, 前提之一是相对准确地了解作用在叶片上的气动载荷。由于高压涡轮

导向器位于燃烧室出口, 所以入口燃气速度较低, 而流经导向器之后, 燃气速度已经提高到超音速, 变化非常剧烈, 而且是极强的受限流动, 某些局部区域还伴有流动分离、二次流等。不难看出, 高压涡轮导向器内的流动是三维可压有粘的紊流流动。其复杂性使得流场数值模拟的难度增大。

本文采用 Baldwin-Lomax 代数模型, 通过求解三维 N-S 方程, 对高压涡轮导向器内部流场作了详细分析。计算时, 以已知的燃烧室出口流场作为入口条件, 并假设燃气流经燃烧室与高压涡轮导向器之间的过渡通道气动参数保持不变。为了保证计算结果的准确度, 气流入口网格距离叶栅前缘点选取 1.5 倍栅距, 出口网格距离叶栅尾缘点选取 2 倍栅距。通过求解得到了燃气流沿导向器叶片通道的压力分布。

2.1 湍流模型

零方程模型中广泛使用的是 Baldwin 和 Lomax

* 收稿日期: 1999-03-04; 修订日期: 1999-08-24。

作者简介: 隋俊友 (1970-), 男, 硕士, 研究领域: 航空发动机及计算流体力学。

(1978) 代数模型, 这一模型是在 Cebeci-Smith 代数模型的基础上提出了一种新的两层代数涡粘性湍流模型。与 Cebeci-Smith 代数模型相比, 它不必进行积分运算和确定附面层厚度, 避免了在复杂流动情况下确定附面层厚度的运算, 提高了运算效率^[3]。

Baldwin-Lornax 代数模型计算公式为:

$$\mu_t = \begin{cases} (\mu_t)_{in} & (y \leq y_c) \\ (\mu_t)_{out} & (y > y_c) \end{cases}$$

y 为离开物面的法向距离, 在 y_c 处

$$(\mu_t)_{in} = (\mu_t)_{out}$$

2.2 计算结果及分析

导向叶片靠近内环的截面沿周向的压力分布见图 1, 其他截面与此类似, 但压力损失均较之要小。其中 s 为曲线坐标, L 为弦长。从图中可以看出, 燃气流经导向器叶片, 总压损失约为 5%, 这一计算结果比实际情况略有偏大。

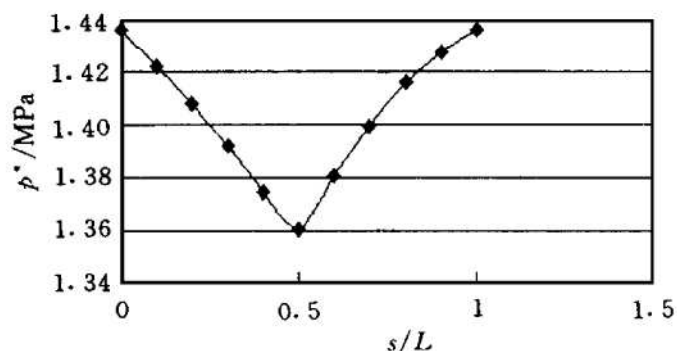


Fig. 1 Pressure on section by internal ring of vane

上述结果产生的主要原因是: (1) 图中所示为损失最大截面; (2) 计算选取的入口条件为发动机最大可能工作状态。

3 换热计算

通过对高压涡轮导向器流场的数值模拟, 计算出了压力载荷。前面已经提到, 计算分析过程中没有考虑换热因素的影响, 所以, 为了得到温度载荷, 还需进行换热计算。本文采用国外根据实验得出的换热准则, 对导向叶片的温度场进行了计算与分析。

3.1 导向叶片沿叶高的温度分布

在空心导向叶片中取出一微元段 dx , 在稳定导热的情况下, 微元段的热平衡方程^[3]可写成为

$$\frac{d}{dx}(\lambda_b F_b \frac{dt_b}{dx}) + \alpha_g u_g l^2 (t_g^* - t_b) - \alpha_a u_a l^2 (t_b - t_a^*) = 0 \quad (1)$$

式中 α_g 为燃气对叶片的换热系数; α_a 为叶片对冷却空气的换热系数; u_g 为叶型的外周长; u_a 为叶型的内

周长; t_g^* 为冷却空气的总温; $dx = (dx)/l$, l 为叶片高度。

由于该导向叶片沿高度方向横截面积变化不大, 所以不妨假定为等截面叶片, 亦即等于叶片中截面的面积。这时方程式 (1) 可写为

$$d^2 t_b / dx^2 + k_1 (t_g^* - t_b) - k_2 (t_b - t_a^*) = 0 \quad (2)$$

式中

$$k_1 = \alpha_g u_g l^2 / (\lambda_b F_b),$$

$$k_2 = \alpha_a u_a l^2 / (\lambda_b F_b)$$

方程式 (2) 即为空心导向叶片的热传导微分方程式。为了消去方程式中的 t_a^* , 将其沿叶高的变化规律用下列抛物线方程表示, 即

$$t_a^* = t_{a0}^* - \mu \bar{x}^2 + 2\nu \bar{x} \quad (3)$$

式中 t_{a0}^* 为 $\bar{x} = 0$ 处的冷却气体总温; μ, ν 为系数。至于 t_g^* , 则由气动计算的结果提供。这样, 在方程式 (2) 中, 只有一个未知数 t_b , 因此代入边界条件可以直接求解。

导向叶片沿叶型的热平衡方程见文献 [2], 方程中的数值可按气动计算中得到的导向叶片沿叶高的温度分布结果来确定。

3.2 计算结果及分析

由图 2 可以看出, 导向叶片温度最大值点, 由换热计算得到的数据为 1 037 °C, 而北京航空材料研究所的实测值为 1 050 °C, 二者仅相差 1.2%。(注: 耐热合金材料 B • • -12 • 正常工作的温度上限为 1 010 °C) 尤其值得一提的是, 随后发生的某型涡扇发动机高压涡轮导向叶片烧蚀故障出现的部位正是温度场(通过换热计算所得)的高温区。



Fig. 2 Temperature of vane

4 导向器强度分析

4.1 热弹性应力分析本构方程

计算叶片热弹性应力时, 温度在叶片中不均匀分布有很大影响, 而且叶片材料处于较高的温度下工作, 这样材料的性质如 α, E 和 μ 等随着温度而变化,

不能再当作常数来处理。此时总的应变增量可表示为^[4]:

$$\{d\epsilon\} = \{d\epsilon_e\} + \{d\epsilon_{e,T}\} + \{d\epsilon_T\} \quad (4)$$

式中, $\{d\epsilon\}$ 为由于弹性变形引起的增量应变分量; $\{d\epsilon_{e,T}\}$ 为由于材料性质与温度有关所产生的增量分量; $\{d\epsilon_T\}$ 为由于温差所产生的热膨胀而引起的增量应变分量。因此, 在弹性区域内, 全应变增量是由弹性应变增量和温度应变增量相加而成。由虎克定律得

$$\{\epsilon\} = [D]^{-1}\{\sigma\} \quad (5)$$

由于弹性矩阵依赖温度 t , 将上式进行微分得到

$$d\{\epsilon\} = \frac{d[D]^{-1}}{dt}\{\sigma\}dt + [D]^{-1}d\{\sigma\} \quad (6)$$

解出 $d\{\sigma\}$, 得:

$$d\{\sigma\} = [D][d\{\epsilon\} - (\{\alpha\} + \frac{d[D]^{-1}}{dt}\{\sigma\})dt] \quad (7)$$

$$\text{令 } d\{\tilde{\epsilon}\} = (\{\alpha\} + \frac{d[D]^{-1}}{dt}\{\sigma\})dt$$

于是可求得弹性区域考虑叶片材料性质依赖于温度的增量-应变关系式

$$\{d\epsilon\} = [D](d\{\epsilon\} - d\{\epsilon\}) \quad (8)$$

4.2 计算结果及分析

计算得到涡轮导向叶片的强度 (见表 1)。

Table 1 The result of strength analysis

Characteristic point	Equivalent stress $\bar{\sigma}$	Strength limit σ_{SR}	$K = \sigma_{SR}/\bar{\sigma}$
Max.	271.66	340	1.25
Crack incepting	191.07	238	1.25

从表 1 中可以看出:

(1) 热与气动载荷共同作用下, 叶片仍然工作在线弹性范围之内。所有强度分析特征点的强度储备系数 K_m 均大于或等于 1.25。当然, 此时, 裂纹起始点的强度储备系数 K_m 已经接近满足安全要求的最小值, 强度储备裕度很小。

(2) 当发动机在做地面试车实验时, 特别是启动和关机状态, 热应力水平会更高, 但持续时间很短。

(3) 强度计算结果表明: 高压涡轮导向器在最大工作状态下满足强度设计准则要求, 不会出现因为热应力而引起热疲劳。

5 结 论

通过对发动机高压涡轮导向器进行详细的热强度分析之后, 发现发动机在最大工作状态下, 导向叶片排气边缘满足强度设计准则要求, 不会出现因为热应力而引起热疲劳。传热计算所得到的叶片三维温度场表明: 导向叶片排气边缘局部温度过高, 已经超过了材料的许用温度上限, 由此可以判定: 某型发动机高压涡轮导向叶片出现热故障的原因是过烧^[5]。因此, 改进措施的主要目的就在于如何降低该处表面温度。经过比较, 本文采取的改进措施为涂敷热障涂层^[6]。目前, 试验验证工作正在进行, 从已经获得的试验数据来看, 效果非常理想。这一方面证明了换热计算及强度分析结果的正确性, 另一方面证明了改进措施的可行性。

参 考 文 献

- 1 陈 光. 航空燃气涡轮发动机结构设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1988.
- 2 隋俊友. 某型号发动机高压涡轮导向叶片故障说明书 [R]. 航天工业总公司 31 所, 1997.
- 3 钟培道. 某型号发动机高压涡轮导向叶片裂纹分析 [R]. 北京航空材料研究所, 1997.
- 4 王补宣. 涡轮机高温零件温度场分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- 5 Plante D. The nozzle guide vane problem [J]. European Journal of Operational Research, 1988.
- 6 Vanco M R, Wintucky W T, Niedzwiecki R W. An overview of the small engine component technology (SECT) studies [R]. AIAA 86-1542.

(责任编辑: 史亚红)