

文章编号: 1000-8055(2003)02-0186-05

涡轮导向叶片热疲劳分析

钱惠华, 李海, 程滔, 张锦

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 某型涡轮风扇发动机在进行地面性能试验时, 高压涡轮导向叶片多台次出现了严重裂纹故障。本文以其失效分析为背景, 推导出导向叶片瞬态温度场的计算方法, 并对该导向叶片进行了瞬态温度场数值分析, 进而得出导向叶片的瞬态热应力分布与热疲劳寿命的计算结果。同时对此故障产生的原因进行进一步的分析。分析的结果与该机地面性能试验数据基本吻合, 因此, 此分析过程可作为热疲劳寿命计算的借鉴。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡轮风扇发动机; 涡轮导向叶片; 瞬态温度场; 热疲劳寿命

中图分类号: V 235. 13

文献标识码: A

Thermal Fatigue Analysis to Nozzle Guide Vanes

Q IAN Hui-hua, L I Hai, CHENG Tao, ZHANG Jin

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

Abstract: On the basis of malfunction detection, the calculation method for the transient thermal field of the nozzle guide vanes for a turbofan engine has been derived, and the transient thermal field analysed in a numerical way. Moreover, the calculation results of the transient thermal stress and the thermal fatigue life were obtained. In this paper, further investigation of the nozzle guide vane failure is performed in detail.

Key words: aerospace propulsion; turbofan engine; nozzle guide vane; transient thermal field; thermal fatigue life

1 引言

某型涡轮风扇发动机改型后先后进行了多次地面性能试验。在试验后常规检查时, 发现几乎每台发动机的高压涡轮导向叶片上均出现程度不同的裂纹, 分布在许多导向叶片上, 有的裂纹故障非常严重(裂纹长达 5 mm, 而且是穿透性裂纹), 并显现多源特征^[1]。经航空失效分析中心分析, 结果表明, 导向叶片上裂纹呈典型的疲劳裂纹特征。为探索故障产生的原因, 本文推导了导向叶片瞬态温度场的计算方法, 并对其瞬态温度场进行数值分析, 进一步得出导向叶片上的瞬态热应力分布及热疲劳寿命预测值。

2 瞬态温度场计算

发动机空心冷却导向叶片的三维瞬态温度场分析是非常重要的。温度场分析结果可以作为瞬态热应力分析的温度载荷。在推导出计算方法后, 本文的求解可通过大型有限元分析软件 ANSYS 来完成。

2.1 瞬态温度场的计算方法

由于导向器整体几何形状的循环对称性, 根据波传播技术, 只需对单个叶片及其对应的内、外环局部扇形区进行三维瞬态温度场分析即可得出导向器整体瞬态温度分布。用有限元方法可将此空间域 Ω 离散为有限个单元体, 并可时间域和

收稿日期: 2002-03-27; 修订日期: 2002-07-08

作者简介: 钱惠华(1978-), 女, 浙江义乌人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院硕士生。

空间域的偏微分方程问题在空间域内离散为 n 个节点温度 $T(t)$ 的常微分方程的初值问题, 其基本方程如式(1)所示^[2,3]:

$$C \dot{T} + K T = P \quad (1)$$

式中: C 为热容矩阵, K 为热传导矩阵, P 为温度载荷列阵, T 为节点温度列阵, $\dot{T}$ 为节点温度对时间的一次导数列阵。矩阵 C , K 和列阵 P 中的元素由各有限单元中相应的数据组集而成。

对上述常微分方程组可采用数值积分求解。它的基本概念是将时间域离散化, 用在离散的时间点上满足方程组来代替在整个时间域上满足方程组。求解过程是从初始温度场开始, 每隔一个时间步长, 求解下一时刻的温度场, 即为步进积分法 (Marching Integration)。

本文选用 Crank-Nicolson (C-N) 格式, 其列向量表达式如式(2)所示:

$$\frac{1}{2} \left[\left(\frac{\partial T}{\partial t} \right)_t + \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right)_{t-\Delta t} \right] = \frac{1}{\Delta t} \cdot (T_t - T_{t-\Delta t}) + O(\Delta t^2) \quad (2)$$

根据式(1), 可写出 t 时刻和 $t-\Delta t$ 时刻的表达式, 分别如式(3)和式(4)所示:

$$C \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right)_t + K T_t = P_t \quad (3)$$

$$C \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right)_{t-\Delta t} + K T_{t-\Delta t} = P_{t-\Delta t} \quad (4)$$

将式(3)式和式(4)代入式(2), 整理后可得:

$$\left[K + \frac{2C}{\Delta t} \right] T_t = (P_t - P_{t-\Delta t}) + \left[\frac{2C}{\Delta t} - K \right] T_{t-\Delta t} \quad (5)$$

(5) 式是采用 C-N 格式计算瞬态温度场的基本方程, 式中 P_t 和 $P_{t-\Delta t}$ 分别是(3)式和(4)式的方程右端项。如果边界条件随时间而变, 则 P_t 和 $P_{t-\Delta t}$ 是不相等的。

2.2 计算分析与结果

根据涡轮导向器的实际对流冷却及故障出现的情况, 以导向器的空心内冷却叶片为重点分析对象。此导向叶片属于对流换热型的边界条件, 其中包括燃气与叶片的对流换热及叶片与内冷却气的对流换热。要确定对流换热边界条件就需要确定对流换热系数和流体温度, 还要考虑换热系数是坐标的函数。根据发动机启动时燃烧室出口温度分布, 导向叶片周围燃气的速度分布及空气的导热系数、普朗特数, 用自编程序计算了叶片各部分的换热系数。选用 ANSYS 软件中 Solid70 单元离散导向叶片, 进行瞬态温度场计算。

根据计算结果可知, 启动 50 s 后导向器温度场基本达到稳定, 即叶片的温度及其分布不再发生变化。图 1 和图 2 分别表示导向器在启动后 0.01 s 和 50 s 时的温度场。图 3 是导向叶片中截面上, 沿叶片弦向表面一周 (从前缘经叶盆到尾缘, 再由尾缘经叶背到前缘) 在不同瞬时的温度曲线。

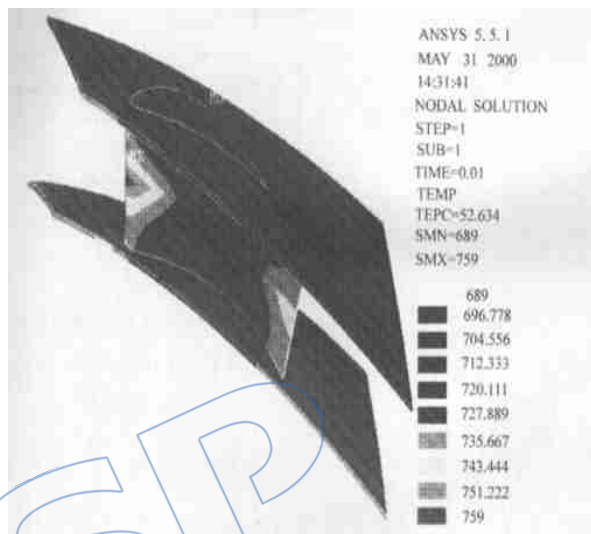


图 1 导向器在启动后 0.01 s 时的温度场

Fig. 1 Temperature field along the component surface (0.01 s)

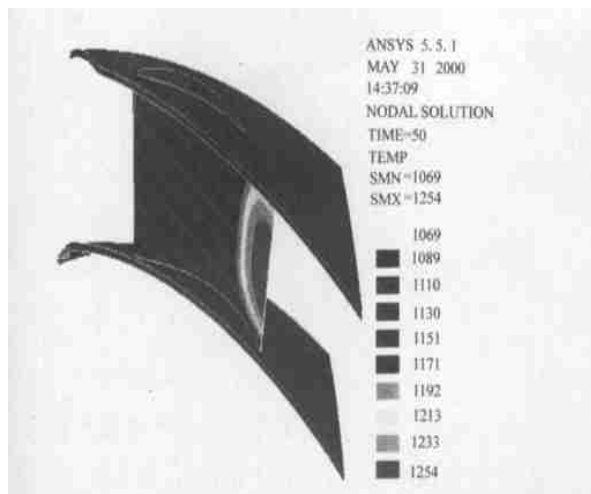


图 2 导向器在启动后 50 s 时的温度场

Fig. 2 Temperature field along the component surface (50 s)

从图 1 和图 2 可看出, 该导向器的叶片尾缘中部温度最高, 叶片内冷却孔周边上温度最低。沿叶片径向看, 靠近内、外环处温度较低, 叶身中部温度较高。从图 3 可知尾缘处温度在 9 s 时已基本稳定, 而叶盆、叶背中部及前缘的温度在 50 s 后

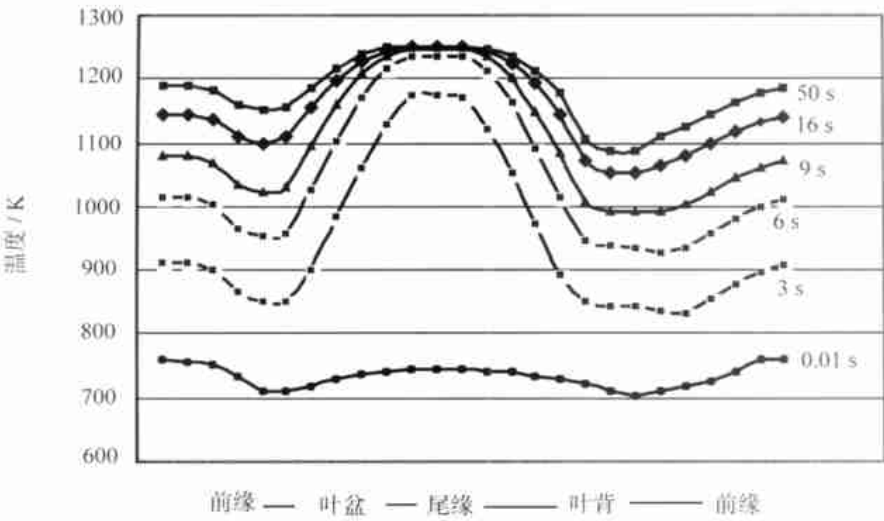


图 3 导向叶片中截面上弦向表面在不同瞬时的温度曲线

Fig 3 Temperature profile along the surface of the mid-height cross section of the vane at different time

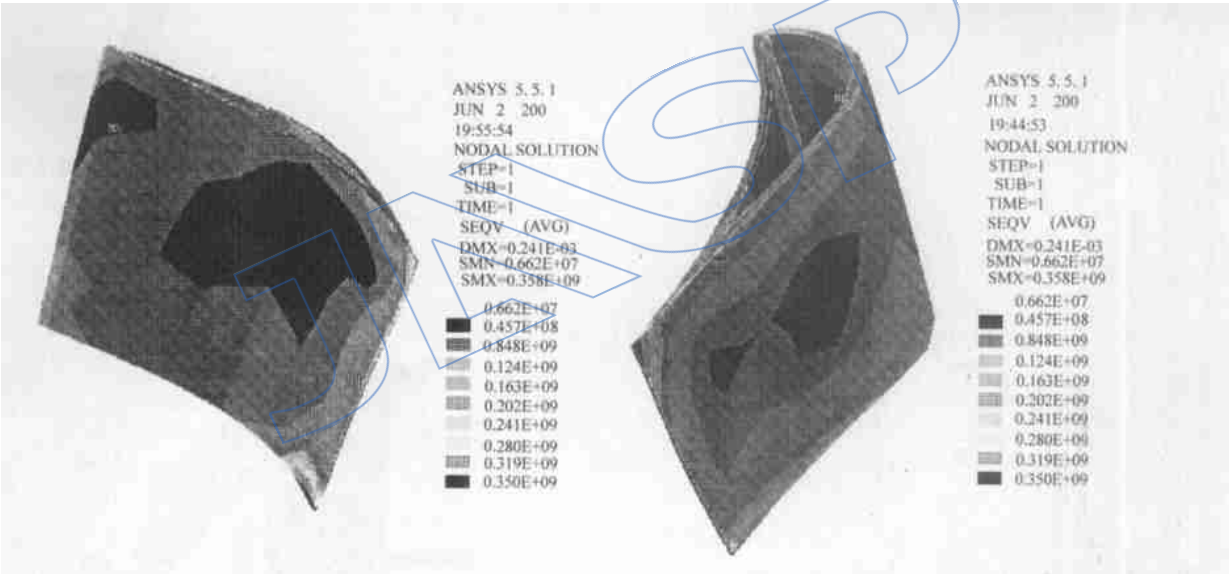


图 4 0.01 s 时的应力分布云图

Fig 4 Stress distribution of the vane (0.01 s)

才基本稳定,这是由于尾缘处的换热系数比较大,温度变化快所致。由图 3 还可看出,随着时间的推进,叶片各部分的温度均不断上升,不同瞬时的温度分布基本相同,即在叶片的前缘和尾缘温度较高,叶盆和叶背相对低一些。各部分之间的温差则随着时间的推移而逐渐减小。

3 瞬态热应力分析

瞬态热应力分析可以直接用温度分析中所得到的瞬态温度场作为温度载荷来进行。

高压涡轮导向器由内、外环及 19 个均布的空

心内冷却导向叶片整体精密铸造而成,材料为镍基合金 K417。由于导向器整体几何形状具有循环对称性,只需对单个叶片及其对应的内、外环局部扇形区进行瞬态热应力分析即可得出导向器整体的瞬态热应力分布。内、外环扇形区周向两侧即为波传播边界面。

根据高压涡轮的结构情况,在进行热应力计算时,边界条件是:对于导向器外环前安装边,将其轴向加以约束,后安装边不加任何约束;在外环内表面加以径向约束;对内外环两侧的循环对称面加以周向约束。

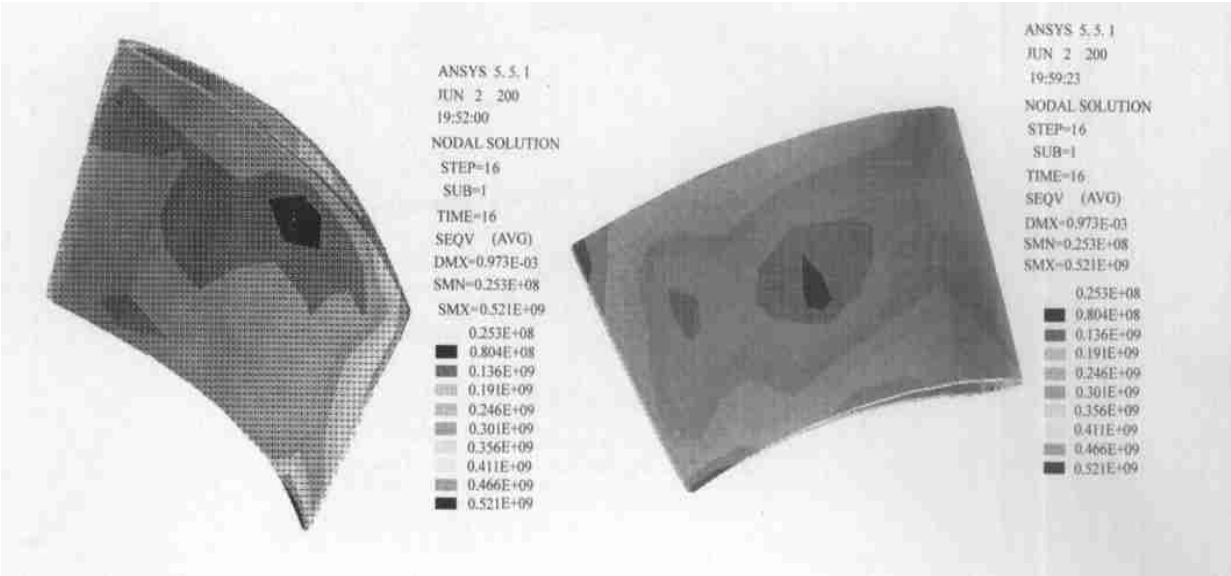


图 5 21 s 时的应力分布云图

Fig 5 Stress distribution of the vane (21 s)

表 1 导向叶片尾缘 8 个节点在发动机起动时的应力幅值与应变幅值

Table 1 Stress and strain amplitudes of eight nodes in the engine start-up process

节点号	712	713	714	769	782	783	818	819
应力幅值/MPa	450	445	460	462	480	512	435	482
应变幅值($\times 10^{-3}$)	7.9	7.2	7.7	7.9	9.2	11.2	6.8	9.2

热应力分析仍用 ANSYS 软件进行, 其有限元网格与温度分析中所用网格相同, 将热分析所用的 Solid70 热分析单元转换为 Solid45 结构单元进行计算。

经过温度场分析, 已知在 50 s 时叶片温度场已基本稳态, 故计算了前 50 s 内的瞬态热应力。选出 16 个瞬态温度场作为热应力的计算载荷。此处计算的瞬态热应力是针对发动机起动时情况的。在起动后 0.01 s 和 21 s 时, 通过计算得出的叶身的瞬态 Von-Mises (V-M) 等效应力云图如图 4 和图 5 所示。其中的左图和右图分别表示叶盆和叶背的热应力分布。

由图 4 及图 5 可知, 沿叶片径向看, 靠近内外环处应力较高, 而叶身中部较低。叶片尾缘为应力最高区域, 这是由于叶片尾缘温度变化最剧烈, 温度也最高, 而且叶片尾缘比较薄。在图 4 及图 5 中还可以看出, 在叶片尾缘的高应力区中, 最大 V-M 等效应力为 522 MPa, 而材料 K417 的屈服应力从 800℃开始, 随着温度的升高而下降很快, 1000℃时屈服应力已下降为 424 MPa。这说明导

向叶片尾缘局部已经进入到了材料的塑性区。

在叶片尾缘高应力区中选 8 个节点, 即由叶尖至叶中, 叶盆处节点号为 712, 713, 714, 769, 叶背处相应为 819, 818, 783, 782。此 8 个节点在起动时的应力、应变幅值如表 1 所示。

4 热疲劳寿命分析

当发动机的工作状态发生变化时, 特别是在起动和停车的过程中, 由于急速地加热或冷却, 会使叶片瞬时产生巨大的热应力。当这种状态变化反复出现时, 会形成周期性的热负荷, 从而引起叶片的热疲劳, 使之产生裂纹, 进而使裂纹扩展^[4]。由于高温低循环疲劳与热疲劳在本质上均属于低循环应变疲劳, 在现象上也相类同。如果取与热疲劳的温度循环等效的某个温度作为高温低循环疲劳的实验温度, 并且给出与热应变幅度相等的应变幅度来进行实验, 则两种疲劳的破坏循环数是相同的, 它们的应变-寿命曲线也是相同的。

等效温度按以下原则处理: 在总应变幅度中, 塑性应变幅度所占比例较大时, 等效温度取为温

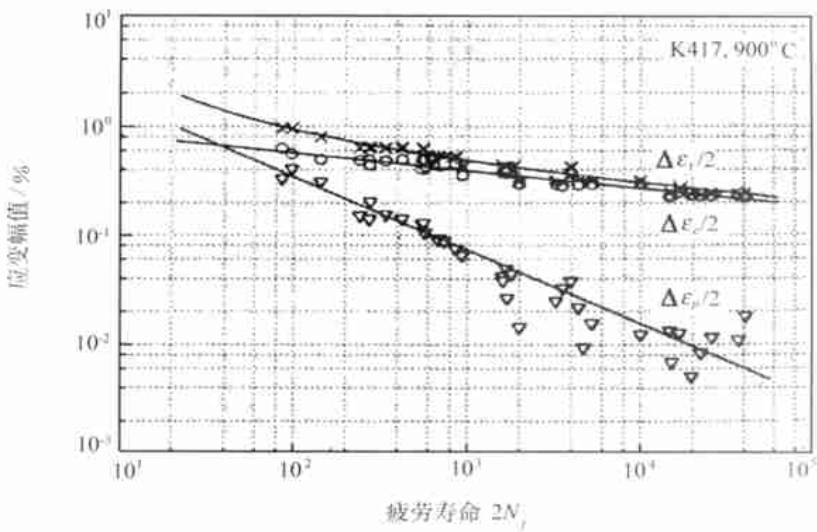


图 6 K417 在 900℃ 时的低循环疲劳应变—寿命曲线

Fig 6 Low cycle strain-fatigue life curve of material K417 at the temperature of 900℃

表 2 导向叶片尾缘 8 个危险点的热疲劳寿命预测值

Table 2 Thermal fatigue lives of eight nodes in trailing edge of the vane

节点号	712	713	714	769	782	783	818	819
预测的热疲劳寿命/次	80	84	82	80	50	46	199	50

度循环的平均温度;当塑性应变幅度所占比例较小时,则取为温度循环的上限温度。这样就可以通过高温低循环疲劳的寿命预测模型来预测热疲劳寿命,从而简化了热疲劳的寿命预测问题^[4,5]。

由于该发动机的起动和停车进行时间很短,在本文的寿命预测中不用考虑蠕变的影响。上述 8 个节点在起动过程中的应变范围各不相同,但都较大,即塑性应变占主要地位,因此等效温度取为温度循环的平均温度。本文利用材料 K417 在 900℃(1173 K) 时的低循环疲劳应变—寿命曲线来预测导向叶片的热疲劳寿命。图 6 为 K417 在 900℃ 时的低循环疲劳应变—寿命曲线。根据表 1 和图 6,计算得出导向叶片尾缘 8 个危险点的热疲劳寿命如表 2 所示。

5 结 论

通过对涡轮导向器的瞬态温度场分析,发现发动机起动 50 s 后导向器温度场基本达到稳定状态,而且导向器在各瞬时的温度最高点均在叶片尾缘中部。瞬态热应力分析结果表明,叶片尾缘

为瞬态热应力最高区域。热疲劳寿命分析得出该导向叶片尾缘几个危险点的热疲劳寿命,如表 2 所示,各节点预测的热疲劳寿命最小值为 46 个循环,此值可作为该导向叶片热疲劳寿命的借鉴值。此涡轮风扇发动机在地面性能试验过程中,起动、停车共 70 个循环,其中热工况工作 23 个循环。因此,可认为该分析结果与该机地面性能试验数据基本吻合。同时,可确定该高压涡轮导向器叶片在试验时出现的裂纹故障属于热疲劳故障。

参考文献

[1] 隋俊友, 张锦, 刘兴洲 涡扇发动机涡轮导向器故障分析[J] 推进技术, 2000, 21(1): 36- 38
[2] 南京航空学院, 西北工业大学, 北京航空学院 传热学[M] 北京: 国防工业出版社, 1982
[3] 文日春 燃气涡轮冷却叶片的换热研究[J] 航空发动机, 1991, B 卷(2): 98- 103
[4] 平修二, 郭延玮 热应力与热疲劳[M] 北京: 国防工业出版社, 1984
[5] Goswami, Tarun Low Cycle Fatigue Life Prediction - A Newmodel[J] Int J. Fatigue, 1997, 19(2): 109- 115