

热冲击条件下高热叶片的热疲劳对比试验方案研究

西北工业大学 彭志勇* 吕文林

【摘要】 针对涡轮叶片的热冲击疲劳寿命实验,提出了一种新的对比实验方案和措施:将实验叶片和参照叶片组合在同一组试验叶栅上,并且在试验过程中定期对调两种叶片的安装位置。按照这一方法完成了一组相似材料的涡轮导向器叶片的对比试验。实验结果显示两种叶片表现出了几乎相同的热冲击疲劳寿命特性,并且裂纹的形态、分布区域以及生长历程也完全符合热疲劳裂纹的理论规律。由此说明这种方法结果可靠,可大幅度降低实验费用,具有广泛的实用价值。

主题词: 涡轮 叶片 热疲劳 热冲击试验

分类号: O 346. 2

1 对比试验的提出与实验设备

虽然热冲击引起的疲劳应力与机械应力性质相同,但结构的热疲劳与恒温(高温或常温)下的机械疲劳其损伤方式和损伤程度却有所不同^[1, 2]。因此,不能简单地用恒高温机械疲劳试验代替热疲劳试验。但是若想通过单纯的热冲击疲劳实验来确定涡轮叶片的工作寿命却是困难的。因此应用对比实验的方法在工程上具有突出的价值^[3]。所谓对比实验就是选择经过长期服役考验的叶片作为参照叶片,其安全工作寿命已有大量的统计资料能够确认。使实验叶片组与参照叶片组在同样的载荷环境下经历同样的载荷历程。对比两组叶片疲劳裂纹起始寿命与扩展寿命的长短,进而判断实验叶片的热疲劳寿命特性。

对比实验有两种技术方案可供选择,一是将实验叶片与参照叶片各自组成叶栅分别进行试验,一是将两种叶片组合在一组叶栅上同时进行试验。前一种方案实验周期长、实验费用高,但是对燃气温度场的均匀性要求不高。后一种方案实验周期短,可大幅度降低实验费用,但是它对燃气温度场的均匀性有严格的要求,即相距一个栅距的两种对比叶片、其前方的燃气温度应该相同,否则就不能保证两种对比叶片的载荷条件相同。然而目前国际上性能最好的燃烧室,其出口处温度场的均匀性也只能达到10%,无法满足这种试验方案的要求。为此,本文提出了一种新的对比试验方案。在上述后一种试验方案的基础上采取每经过若干个热冲击循环就对调一次实验叶片和参照叶片的安装位置,只要在试验过程中保持实验状态的重复性很好,就可以保证两种叶片所受到的寿命损伤积累相同,从而相互之间具有可比性。在实验器的设计中需要注意实验器的稳定性要好,设计燃油控制系统应能确保每次循环的最大供油量和最小供油量的精确重复。另外,设计叶片的装卡方式也要既能使之互相调换位置,又不妨碍冷却气

的通入和燃气的密封。

试验所用叶片是用两种相似材料按同一工艺加工制造的涡轮导向器叶片。叶片内部有冷却通道,前后缘有气膜冷却孔。虽然实验叶片与参照叶片是两种材料,但无论是材料成份还是冶炼工艺都几乎完全相同,叶片的结构尺寸、制造工艺也完全相同。

图 1 是实验设备系统示意图。来自气源的压缩空气经电热预温和一次燃烧加热后进入二次燃烧加热,使温度达到 1200°C 左右。此高温燃气经由一扇形转接段将圆形流场过渡成扇形流场,然后进入试验叶栅。扇形转接段设计成水套结构,内通冷却水以抵御高温燃气。试验叶栅由 6 枚叶片组成 5 个完整的窗口,中间两枚是实验叶片和参照叶片,两侧 4 枚是陪衬叶片。叶片的冷却气来自电热预温后的旁路,经一小型燃烧器加热到所需温度后通入试验叶栅的冷却通道。

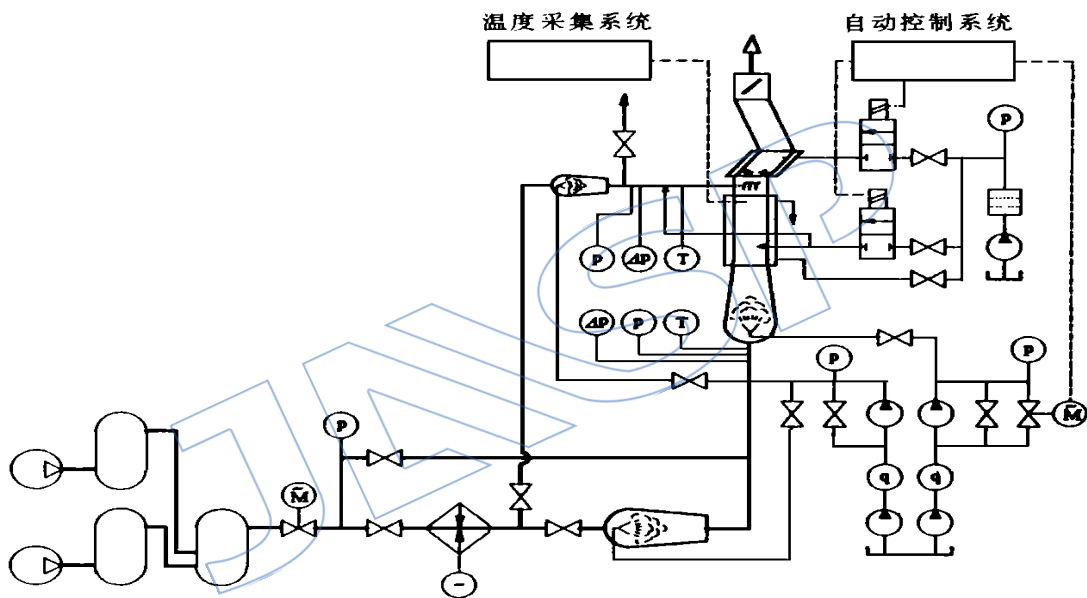


图 1 实验设备系统示意图

燃气和冷却气温度的循环采取向管路内喷软化水进行控制,喷水过程中燃烧器不熄火。喷水前先使二次燃烧减油降温,停水后再增油升温。自动控制系统通过电动阀控制二次燃烧的供油量、通过电磁阀控制喷水时机。

在调试实验设备的过程中曾采用各种措施提高温度场的均匀性,但实测表明最终仍然无法达到均匀,流场中心处相距一个栅距相差 21°C 。这也说明定时对调叶片位置的必要性。

2 试验参数

图 2 是实测的燃气温度循环图谱。每个循环周期 77 s ,最高温度 1170°C ,最低温度 145°C 。最高温度保持时间 48 s ,最低温度保持时间 10 s 。温度循环图谱是根据埋有热电偶的测温叶片所跟踪记录的叶片壁温随燃气温度循环的变化情况而确定。由于该型叶片的壁厚很薄($0.6\sim 0.7\text{ mm}$),内外壁面温度能够很快达到平衡稳定,所以叶片壁温与燃气温度之间几乎没有温度滞后现象。因此可肯定经过上述高温保持时间以后,叶片的温度场应该相当于处在发动机的正常工作状态。而经过上述低温保持时间以后,叶片也相当于处在发动机停放状态。

根据实验设备的能力,温度载荷谱的升温与降温时间分别定为 7 s 和 12 s。与发动机的启动和停车时间相比,这一升温 and 降温时间要短许多。也就是说,叶片在实验环境下所经历的温度变化速率要大于在实际发动机环境下的效率。这就在叶片的实验结果与实际工作结果之间产生差异。外界温度变化越剧烈,叶片由于热传导滞后所产生的热应力也越大。因此,实验条件下的叶片热冲击疲劳寿命将低于实际发动机条件下的工作寿命。缩短温度载荷谱的升温 and 降温时间可以有效地加速叶片的疲劳破坏,缩短实验周期,降低实验费用。

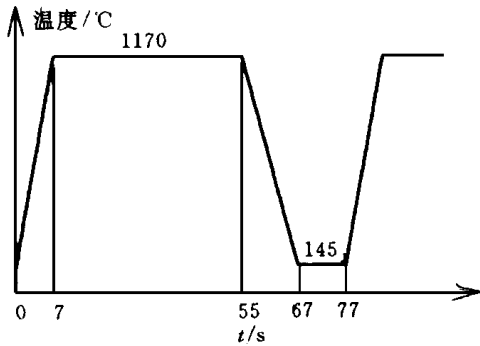


图 2 燃气温度循环图谱

3 实验结果及其分析

实验共进行了 850 次循环,每 50 个循环检查一次表面裂纹并对调实验叶片和参照叶片的位置。实验结果表明,两种叶片的裂纹分布规律相同、裂纹的初始寿命和扩展速率也非常接近,表现出几乎相同的热冲击疲劳寿命特性。由于两种叶片结构相同、冷却条件相同、材料也基本相同,这说明两种叶片所经受的热载荷及其历程是非常接近的,所受到的寿命损伤积累相差很小。因此上述对比实验方案不仅可行,而且在燃气温度场存在一定偏差时仍然可以获得可靠的对比结论。

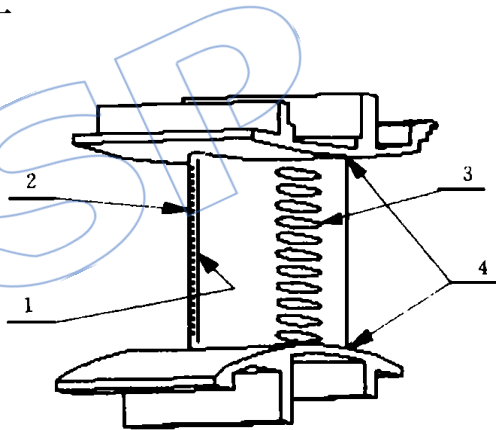


图 3 实验叶片及其疲劳裂纹集中区

图 3 是疲劳裂纹的 4 个集中区 ($M_0 = 1.852 \text{ kg/s}$): 1 叶片前缘驻点沿线。此处由于气流的滞止作用,因此温度最高、温度变化范围最大、也最剧烈。2、3 叶片前缘尾缘气膜孔孔边。由于气膜孔有冷却气流出,因此沿孔边向四周叶片的壁温存在着巨大的温度落差,产生巨大的热应力。而且在孔边处热应力表现为拉应力,有助于裂

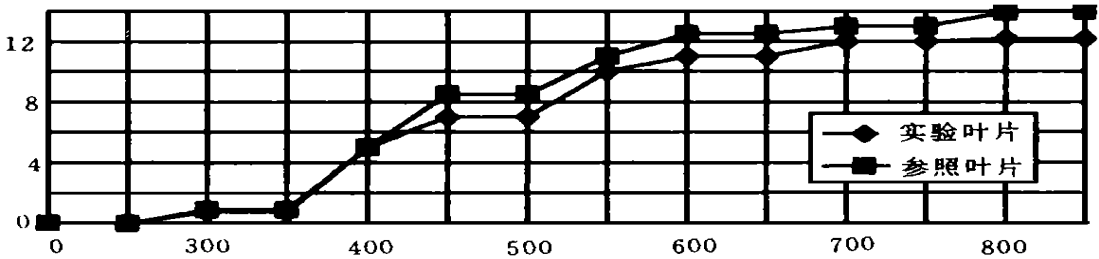


图 4 叶片前缘驻点处一条裂纹的萌生与发展示意图

纹的萌生与发展。4 叶片尾缘与内外缘板转接处。此处由于最薄的尾缘与较厚的缘板相接,容易残留铸造应力,也容易产生热应力集中。

按照热疲劳裂纹的发展规律,热疲劳裂纹经过一个初始寿命才开始萌生并扩展。裂纹的扩展在初期具有爆发性,达到一定长度后由于裂纹具有释放热应力的功能而使裂纹的扩展速率明显放慢。图 4 是叶片前缘驻点处一条裂纹的萌生与发展历程曲线图。横坐标是循环次数,纵坐标是裂纹长度(mm)。由图可见该曲线图完全符合热疲劳裂纹的发展规律。

这种对比实验方案在发动机涡轮叶片的设计与研制过程中具有突出的应用价值,它可以有效地甄别不同材料、不同冷却方式、不同结构形式等等对于涡轮叶片热疲劳寿命的影响。它尤其适用于现役机种涡轮叶片的改型研制工作,可推荐用于叶片材料改变时和结构形状改变时的对比试验研究,并可大幅度降低试验费用、缩短试验周期。这一方案为对比改型前后涡轮叶片的热疲劳寿命提供了一条经济有效的途径。

参 考 文 献

- 1 熊昌炳 疲劳强度与蠕变力学 北京:北京航空航天大学,1986
- 2 平修二著,郭延玮等译 热应力与热疲劳—理论基础与设计应用 北京:国防工业出版社,1984
- 3 航空发动机强度设计、试验手册(叶片强度试验).第三机械工业部第六研究院,1980

(责任编辑 杨再荣)

A COMPARATIVE TEST APPROACH FOR THERMAL FATIGUE LIFE OF HIGH- HEAT BLADE UNDER THERMAL SHOCK

Peng Zhiyong and Lu Wenlin

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

ABSTRACT A new comparative test approach is provided for the thermal fatigue life experiments of turbine blade under thermal shock. The tested blades and reference blades were mounted in a common vane cascade. Moreover, the position of these two kind of blade will be swapped each other regularly during the experiment. A group of comparative tests has been completed by this way for turbine nozzle blades made from analogue materials. The test results show that the approach is reliable, and the test cost is cut down greatly.

Key Words Blades Turbines Thermal fatigue Thermal shock tests

MULTISCALE EIGENSYSTEM ASSIGNMENT FOR VIBRATION CONTROL OF FLEXIBLE STRUCTURES

He Em ing and Chen Xinhai

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

ABSTRACT A method of multiscale eigensystem assignment is presented for vibration suppression of flexible structures. The method can alter the original modes by appropriate feedback forces, so that the sensitive parts of the flexible structure reach their steady states at faster rates than other parts, while vibration in sensitive parts is reduced to allowable level. The new control scheme can quickly remove the vibration energy from the sensitive parts of the flexible structure to meet the requirements of high performance. By selecting a model transformation matrix T in Eq (1), the vibration energy of the controlled system is redistributed over the sensitive and insensitive parts. The resulting active damping control gain is $K_2 = (T^{-1})^T G_2 T^{-1}$, where the elements of G_2 are solved from the ideal characteristic equations (5), in which $(n^2 - 3n + 2) / 2$ elements of G_2 are determined artificially. Finally, a simple example demonstrates the effectiveness of this new control scheme.

Key Words Flexible structure Vibration Control problems

STRUCTURAL OPTIMIZATION OF AN INTEGRATED COMPRESSOR ROTOR

Lei Xianhua, Jiang Hefu, Wang Lushang

(Aero Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500)

ABSTRACT An optimization model in the integrated compressor rotor of gas turbine engine is built up. The minimum weight is selected as objective function. The stress is analysed by Axisymmetric Cyclic Thermal Elastic - Plastic - Creep Finite Element Method. The structural size, local static strength, local low-cycle-fatigue life, and disc burst speed are used as constraints. At the same time, the configuration method, automatic meshing, mesh checking, sensitivity analysis, and post-processing interface are studied. Finally, an Integrated Compressor Rotor Optimal Design Program (ICRODP) is worked out. A rotor has been analysed by this program with success. The weight is decreased significantly to meet the requirements of the strength and the low-cycle-fatigue life for the rotor.

Key Words Compressors Rotors Optimization Structural design