

文章编号: 1000-8055(2005) 03-0456-04

复合式气冷涡轮导叶冷却设计与试验

郭文¹, 吉洪湖¹, 蔡毅², 刘玉芳², 呼艳丽², 潘炳华²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 介绍了某型复合式气冷涡轮导叶的冷却设计与试验研究, 在较高的温度和压力条件下, 进行了真实叶片的冷却效果试验。通过对试验状态的对比计算及试验结果的分析, 结果表明: 所设计的涡轮复合式气冷导叶在较宽广的冷气流量比范围内, 具有良好的冷却特性, 计算结果与试验结果吻合较好。

关键词: 航空、航天推进系统; 导叶 冷却设计; 试验; 复合式冷却

中图分类号: V 231. 1

文献标识码: A

Design and Experimental Research of Compound Air-cooled Turbine Guide Vane

GUO Wen¹, JI Hong-hu¹, CAI Yi²,
LIU Yu-fang², HU Yan-li², PAN Bing-hua²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: In modern aircraft engines, different kind of cooling techniques such as film showerhead, film spills internal heat transfer enhancement and pin-fin with impingement were used together to keep the turbine blades and guide vanes operating safely. Design and experimental research of compound air-cooled turbine guide vane were presented. The overall cooling characteristics of a real vane was tested and calculated at elevated pressures and temperatures. Experimental results show that the cooling characteristics of the vane are superior while the cooling mass flow ratios varies between 6% and 16%, and the calculation results are in good agreement with the experiments.

Key words: aerospace propulsion system; guide vane; cooling design; experiment; compound air-cool

提高涡轮燃气进口温度对改善发动机性能,特别是对提高推重比具有极其重要的意义。目前,航空发动机涡轮进口温度已达到1 800 ~ 2 050 K,已经超出了耐高温叶片材料可承受的极限温度,而且随着发动机推重比和性能的不不断提高,涡轮

前燃气进口温度还在增加。所以,必须采取有效的冷却方式来降低涡轮叶片的壁面温度。

无论具体结构和研究模型存在多大差别,绝大多数无论叶片的冷却系统是非常相似的^[1]。涡轮叶片的冷却分为内冷和外冷,内冷主要分为前

收稿日期: 2004- 07- 26; 修订日期: 2004- 11- 12

作者简介: 郭文(1968-),男,四川广元人,南京航空航天大学能源与动力学院博士生,主要从事航空发动机空气系统、零件冷却

© 1994-2011 China Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

缘的冲击冷却、中部的带肋的回转通道和尾缘的扰流柱排等; 外冷也称气膜冷却, 是内部冷却空气从涡轮叶片上一些离散的孔或缝流出将外界高温燃气和叶片金属壁面隔开。目前对涡轮叶片的内冷和外冷已经进行了大量的研究^[2~6], 取得了一些非常有价值的研究结果, 并不断地应用到涡轮叶片的设计中。国内, 1989 年刘存禄^[7]等对高负荷跨音速复合式气冷涡轮叶片进行了试验研究, 获得了较高冷却效果的涡轮导叶, 叶片冷却效果达到了 450℃ 左右。本文在综合国内外对涡轮导叶研究成果的基础上, 设计了复合式气冷涡轮导

叶并进行了试验研究。在较高温度和压力条件下, 对真实叶片进行了冷却效果试验, 并对试验结果进行了对比分析计算。

1 复合冷却导叶的冷却设计

综合目前对涡轮导叶冷却的研究成果, 为了确保涡轮导向叶片的有效冷却, 本设计采用了双腔上、下同时进气的冷却结构形式, 叶片前缘采用气膜喷淋结构, 叶片中弦区采用冲击—对流—气膜复合强化冷却和气膜溢流增强效应冷却结构, 叶片尾缘采用冲击—扰流柱强化冷却结构形式。导叶冷却结构示意图见图 1。

在通过对叶片外换热、内流特性、气膜温度和叶片温度场进行详细计算分析的基础上, 确定了最终叶片的冷却结构和几何尺寸。

2 试验设备和试验件

试验设备由进气系统、加温系统、排气系统、燃油系统、冷却水系统、冷气加温系统、试验状态监视系统和数据采集系统等组成, 图 2 为设备示意图。试验段由带水冷的前转接段、前测量段、试验段和后测量段组成。在保证试验叶片几何相似、运动相似和热相似条件下, 将真实叶片放入试验段扇形叶栅通道中, 进行各项冷效试验。

试验采用数采系统和微机进行试验参数的采集和数据处理。栅前安装了流量喷嘴, 单点和梳状

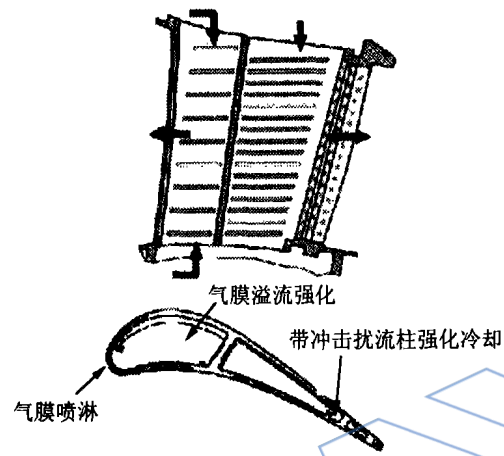
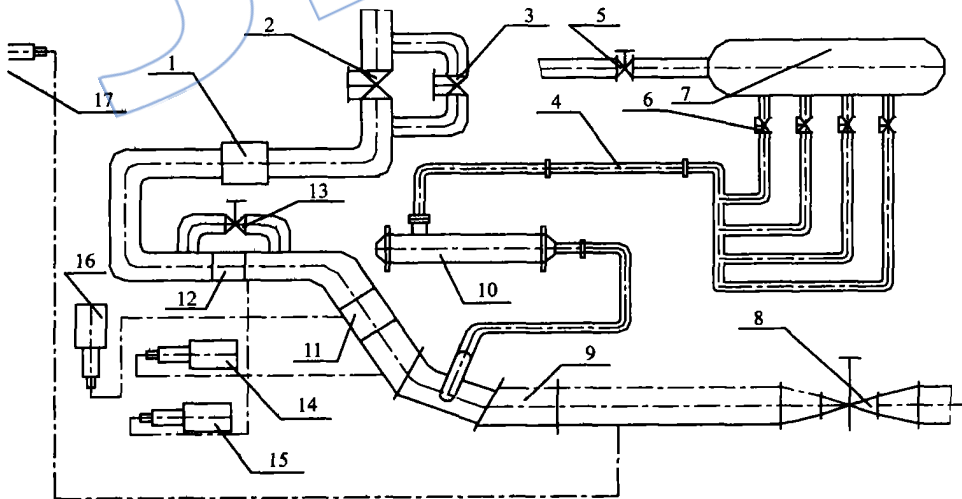


图1 导叶冷却结构示意图

Fig. 1 Sectional view of the guide nozzle vane



- | | | | | | | |
|----------|---------|----------|----------|----------|---------|---------|
| 1 主气流量喷嘴 | 2 主气进气阀 | 3 主气旁路阀 | 4 冷气流量管 | 5 冷气进气阀 | 6 冷气调节阀 | 7 储气罐 |
| 8 反压蝶阀 | 9 试验段 | 10 冷气加温炉 | 11 二级加温炉 | 12 一级加温炉 | 13 掺混阀 | 14 二号油泵 |
| 15 一号油库 | 16 三号油库 | 17 高压水库 | | | | |

图2 试验设备示意图

Fig. 2 The model experimental system

总压、总温探针, 栅前和栅后均安排有静压测压孔, 对燃气压力、温度和流量等参数进行测量。在叶片冷气进口处, 布置了压力、温度测点和流量计, 用于测量冷气进口压力、温度和流量。为了测量叶片表面温度, 在叶片表面用电火花加工出 $0.60\text{ mm}\times 0.60\text{ mm}$ 的槽, 埋入 $\Phi 0.5\text{ mm}$ 微型铠

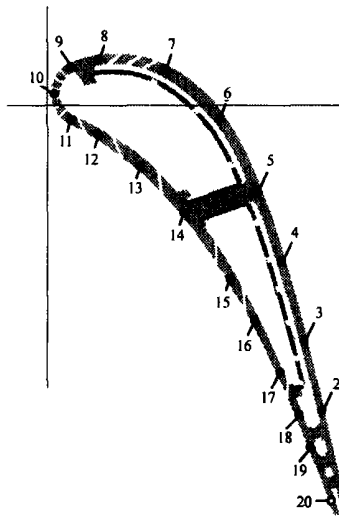


图3 导叶中截面测点位置
Fig.3 Position of thermocouples

装热电偶, 采用等离子喷涂工艺进行喷涂覆盖, 喷涂后进行抛光处理, 保持叶片原叶型型面。图3给出了导叶中截面测点位置。

3 验结果及分析

本文在燃气压力为 $0.5\sim 0.8\text{ MPa}$, 燃气温度分别为 873 K , $1\,073\text{ K}$ 和 $1\,273\text{ K}$ 三种试验状态下对涡轮导叶进行了平均相对冷却效果 φ ($T_g^* - T_w$) / ($T_g^* - T_c^*$), 式中 T_g^* 为燃气温度、 T_w 为叶片壁温、 T_c^* 为冷气温度) 随流量比 K_G (叶片内部冷气流量和燃气流量之比)、温比 K_t (叶片前燃气热力学温度和冷气进口热力学温度之比) 和落压比 π (燃气进口总压和燃气出口静压之比) 变化的试验研究。

图4给出了燃气温度为 $1\,237\text{ K}$ 、压力 0.5 MPa 下导叶中截面的平均相对冷却效果随流量比 K_G 的变化曲线。由图中可以看到, 在 $6\%\sim 16\%$ 较宽广的流量比变化范围内, 中截面的平均相对冷却效果随流量比的增加而明显增加, 这是由于流量比增加即冷气流量增加使得叶片内部的冷却增强, 降低了叶片的平均壁温。从图中也可以清楚地看出, 在设计流量比 ($K_G = 11.4$) 下, 叶片平均相对冷却效果 φ 达到了 0.70 , 具有良好的冷却特

性, 说明叶片设计是合理的。

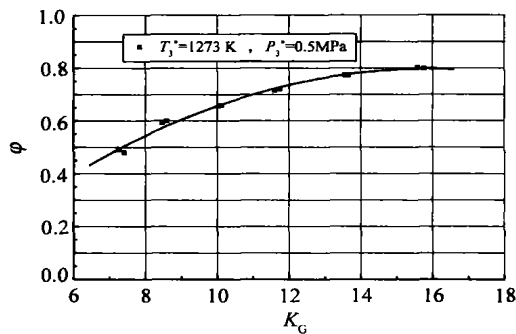


图4 导叶平均相对冷却效果随流量比变化曲线
Fig. 4 Variation of mean cooling effectiveness of the vane with the coolant flow rate ratio

图5给出了导叶中截面的平均相对冷却效果随温比 K_t 的变化曲线, 可以看出, 在同一流量比下, 叶片平均相对冷却效果 φ 随温比 K_t 的增加而略有降低, 但绝对冷却效果 ΔT ($\Delta T = T_g^* - T_w$) 却是增加的。这主要是由相对冷却效果 φ 的定义造成的, 从原理上讲, 保持燃气温度不变, 温比增加, 则冷气温度降低, 冷气的换热能力增强, 叶片的平均壁温降低, 叶片绝对冷却效果 ΔT 增加。从相对冷却效果的定义何以看出, 相对冷却效果为绝对冷却效果与燃气和冷气温差之比, 由于绝对冷却效果的增加较燃气与冷气温差的增大要小, 反映到叶片的相对冷却效果时, 随着温比的增加, 虽然叶片的绝对冷却效果增加, 但叶片的相对冷却效果会降低。因此, 采用叶片相对冷却效果来衡量叶片的冷却水平有时不太确切, 叶片的绝对冷却效果更能反映叶片的实际冷却水平。

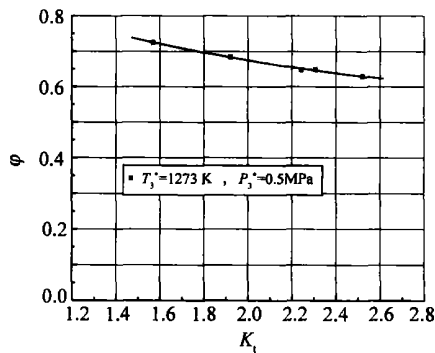


图5 导叶平均相对冷却效果随温比变化曲线
Fig. 5 Variation of mean cooling effectiveness of the vane with the temperature ratio

图6给出了落压比 π 对平均相对冷却效果的

影响。由图中可以看到, 在同一流量比下, 叶片截面平均相对冷却效果随落压比的增加而增加, 但变化不大。

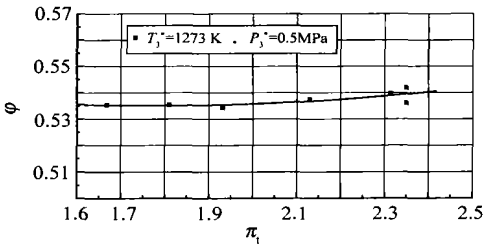


图6 导叶相对冷却效果随落压比变化曲线
Fig. 6 Variation of mean cooling effectiveness of the vane with the pressure ratio

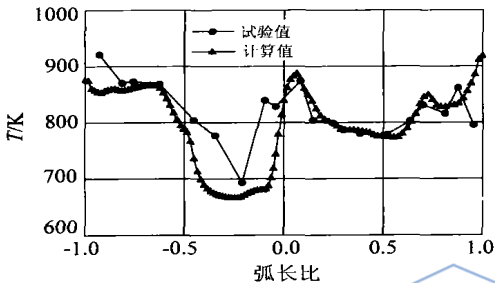


图7 导叶中截面壁温沿弧长的分布
Fig.7 Distribution of vane surface temperautre

本文应用软件包BTD 对上述实验工况进行了数值模拟, 对该涡轮导叶的热状况进行了计算分析。BTD 是一个包含叶片外换热、内冷通道流动、换热特性、气膜温度和温度场等计算模块的叶片冷却设计软件包。图7 为试验结果与计算结果的比较图。可以得出, 试验测量的叶片中截面壁面平均温度为812.1 K、叶片中截面壁面平均温度计算值为799.8 K, 相对误差为1.51%, 两种结果吻合较好, 说明复合冷却导叶的冷却设计是合理的, BTD 叶片冷却设计软件包具有较好的计算精度, 可以满足工程设计的要求。但是, 叶片尾缘区计算结果与试验结果存在较大差异, 需作进一步的分析、研究。

4 结 论

在本试验参数范围内, 可以得出如下结论:

(1) 在发动机设计流量比下, 叶片中截面平均相对冷却效果为0.70, 具有较高的冷却效果。该冷却设计确保了在发动机工作状态下高压涡轮导叶的有效冷却。

(2) 在流量比6%~16% 的变化范围内, 中截面的平均相对冷却效果随流量比的增加而明显增加。

(3) 在同一流量比下, 叶片平均冷却效果随温比的增加而略有降低, 但绝对冷却效果增加。

(4) 在同一流量比下, 叶片截面平均相对冷却效果随落压比的增加而增加, 但变化不大。

(5) 试验结果与计算结果吻合较好, 说明BTD 叶片冷却设计软件包具有较好的计算精度, 可以满足工程设计的要求。

参考文献:

[1] Je-Chin Han, Sandip Dutta, Srinath V Ekkad. Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology[M]. New York: Taylor & Francis, 2000.

[2] Metzger D E, Bunker R S. Local Heat Transfer in Internally Cooled Turbine Airfoil Leading Edge Regions. Part II: Impingement Cooling with Film Coolant Extraction[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112: 459~466.

[3] Srinath V Ekkad, Je-Chin Han. Detailed Heat Transfer Distributions in Two Pass Square Channel with Rib Turbulators[J]. Int. J. Heat and Mass Transfer, 1997, 40: 2525~2537.

[4] Srinath V Ekkad, Yizhe Huang, Je-Chan Han. Detailed Heat Transfer Distributions in Two-Pass Square Channels with Rib Turbulators and Bleed Holes[J]. Int. J. Heat and Mass Transfer, 1998, 41: 3781~3791.

[5] Chyu M K, Hsing Y C, Natarajan V. Convective Heat Transfer of Cubic Fin Arrays in a Narrow Channel[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 362~367.

[6] Nirmalan N V, Hylton L D. An Experimental Study of Turbine Vane Heat Transfer with Leading Edge and Downstream Film Cooling [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112: 477~487.

[7] 刘存禄, 罗明俊, 邓化愚, 等. 高负荷跨音速复合气冷叶片的试验研究[J]. 航空动力学报, 1989, 10(4): 351~356.

LIU Cun-lu, LUO Ming-jun, DENG Hua-yu, et al. Experimental Investigation on Copostie Air-Cooled Blades of Highly-Loaded Transonic Turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 10(4): 351~356.