

高温涡轮气冷叶片冷却效果试验研究

沈阳航空发动机研究所 吴世申 张致君

高温涡轮气冷叶片冷却效果试验研究是气冷叶片研制过程中的一个重要环节。把低温低压静态试验台上的试验结果,如何应用到实际发动机运行状态中去是本文研究的主要目的。

一、试验原理

1. 冷却效果实验关系式

根据换热和模化分析,把试验台上气冷叶片冷却效果的试验结果,整理成综合关系式。根据这个实验关系式,可算出任意状态和发动机设计状态下的气冷叶片冷却效果。根据文献〔1〕

$$\theta = (T_g - T_w) / (T_w - T_c) = CK_G^n K_T^z Re_g^{n-m} \quad (1)$$

式中 T_g 、 T_w 、 T_c 分别为燃气、壁面和冷气的温度。由方程(1)可看出,对于给定的气冷叶片结构,相对冷却效果 θ 是冷气对燃气的流量比 K_G 、燃气对冷气的温度比 K_T 及燃气雷诺数 Re_g 的函数。通过试验,得出关系式(1)中的系数 C 和指数 n 、 z 、 $n-m$ 后,则可计算出任意状态下的冷却效果。

2. 低温低压代替高温高压的试验方法

该方法的原理是基于两个系统的几何相似、运动学相似、动力学相似和热相似。文献〔2〕详细地推导了燃气流和冷气流控制参数的关系。对于燃气流

$$P_{gL} = P_{gH} \left[\frac{(\mu \sqrt{T})_L}{(\mu \sqrt{T})_H} \right]_g \quad (2)$$

对于冷气流

$$\mu_{cL} = \mu_{cH} (\mu_{gL} / \mu_{gH}) \quad (3)$$

式中下标 L 、 H 、 g 、 c 分别表示低压、高压、燃气和冷气, μ 为气流的动力粘性系数。当已知高温状态的燃气和冷气参数 $(P, G, T)_{gH}$ 、 $(P, G, T)_{cH}$,并选定了低温状态下的燃气温度 T_{gL} 后,则由方程(2)求出低温状态下的燃气压力 P_{gL} 。而冷气温度由方程(3)求出动力粘性系数后,由物性参数表查出。试验时应保证两个状态下的流量比 K_G 相等。

当实现了两系统相似后,其冷却效果 θ 是相等的。即

$$\theta = \left(\frac{T_g - T_w}{T_w - T_c} \right)_L = \left(\frac{T_g - T_w}{T_w - T_c} \right)_H \quad (4)$$

二、试验设备和测试方法

试验是在高温涡轮叶片冷却效果试验台上进行的(图1)。试验叶栅装有9个真实叶片,构成了8个燃气通道的扇形叶栅。中间三个叶片通入冷却空气,仅当中一片为埋有热电偶的试验件,其余均为陪衬叶片。流经试验段的燃气经排气段排入大气,并通过蝶伐的调整来控制栅后反压。

冷却效果试验过程的主要测量参数有燃气和冷气流量、温度、压力和叶片表面温度。叶片表面温度用镍铬——镍铝(加钨)金属套管热电偶和示温漆测量。所测取的所有温度和压力数据利用Apple-Ⅱ型计算机系统进行采集和处理。

为验证两种试验方法对不同冷却结构气冷叶片的适用性,选取了8孔、10孔、18孔、22孔对流冷却及三大孔冲击回流五种类型的冷却叶片,如图2所示。五种叶片在叶高中部,沿弦向分别在叶盆、叶背敷设有4个热电偶测温点。

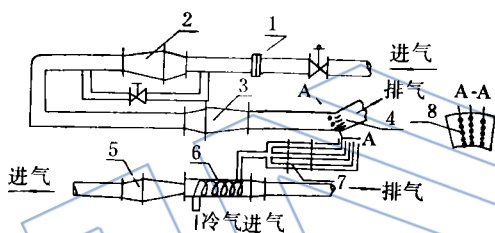


图1 试验设备示意图

- 1.主气流流量孔板 2.预燃室 3.主加热器 4.试验叶片 5.冷气加热器 6.冷气换热器 7.冷气流量管 8.梳状热电偶

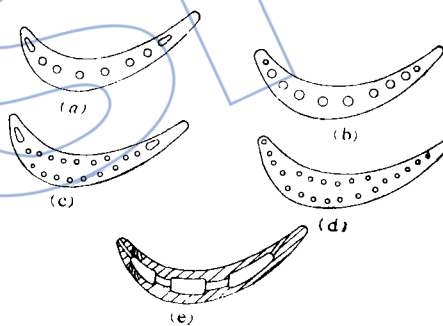


图2 五种叶片横剖面示意图

三、试验结果

1. 对两种试验方法的评述

图3示出了三大孔回流叶片冷却效果随流量比 K_a 的变化。由图可看出在三个燃气状态下同一流量比的冷却效果是基本相同的。这就说明,试验时只要保证 K_a 、 Re_g 不变,尽管燃气温度不同,而冷却效果随流量比 K_a 的变化是相同的,从而证明模拟方法的正确性。图4、图5分别示出了平均冷却效果随 K_a 和 Re_g 的变化曲线。

根据试验获得的 θ 随 K_a 、 K_T 、 Re_g 的变化数据,用最小二乘法求出各变量的系数和指数,其结果列入表1中。

2. 各叶片的冷却效果

利用表1列出的各叶片冷却效果实验关系式中的系数和指数,可推算出各叶片试验状态和发动机设计状态下的冷却效果。如表2所示。

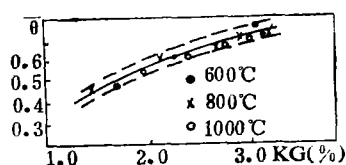


图 3 三大孔回流叶片平均冷却效果随流量比的变化

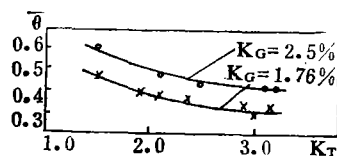


图 4 不同流量比下平均冷却效果随温度比的变化

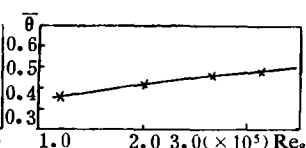


图 5 平均冷却效果随燃气雷诺数的变化

表 1 $\bar{\theta} = CK_G^n K_T^z Re_g^{n-m}$

中的常数和指数					
参 数					
叶 片	c	n	z	n-m	
10 孔	0.655	0.68	-0.6	0.2	
8 孔	0.454	0.61	-0.6	0.2	
22 孔	0.993	0.74	-0.6	0.2	
18 孔	0.905	0.72	-0.6	0.2	
三大孔回流	1.435	0.76	-0.6	0.2	

表 2 各叶片冷却效果

叶片型号	试验结果		发 动 机 设 计 状 态			
			计 算 值		设计值	设计值与计算值之差
	$\bar{\theta}$	$\Delta \bar{t}_w$ °C	$\bar{\theta}$	$\Delta \bar{t}_w$ °C	$\Delta \bar{t}_w$ °C	°C
10 孔	0.355	138	0.447	158	160	2
8 孔	0.323	127	0.407	149	160	11
22 孔	0.421	150	0.53	180	190	10
18 孔	0.417	148	0.524	178	190	12
三大孔回流	0.564	190	0.71	218	230	12

四、结 束 语

1. 本文所介绍的两种试验方法,是目前冷却效果试验研究中两种可行的方法。通过地面静态冷却效果的试验结果,可以推算出发动机设计状态下的冷却效果。

2. 本试验存在一定的误差,这是由于分析过程中假设叶片为薄壁叶片,同时忽略了涡轮工作叶片的旋转泵效应以及换算参数和测量系统的误差。

参 考 文 献

- [1] 航空情报研究所,“雷诺数、燃气及冷气温度对涡轮叶片冷却效果的影响”,航空发动机高温涡轮论文集,1972.10。
- [2] Herbert J. Gladden and John N. B. Livingood, “Procedure for Scaling of Experimental Turbine Vane Airfoil Temperatures from Low to High Gas Temperatures”, NASA TND-6510, 1971.

(责任编辑 杨 帆)

Fan Siqi and Wu Chihua

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

The operation and function of the pressure ratio controller and the air pressure controller in the afterburner fuel control unit (AFCU) are investigated on the basis of the data obtained from flight tests and laboratory experiments of the four AFCU models for turbojet engines. Our preliminary opinions are presented in respect to this moot subject which has caused controversy for years.

It is found that there are three operational conditions of the afterburner fuel control system. The fuel flow rate fed to the afterburner is controlled independently by the pressure ratio controller only during ground operations or in low altitude flight at high velocities, while the air pressure controller does not function. Within the major range of the flight envelope, both the pressure ratio and the air pressure controllers function and control the fuel flow rate jointly. The air pressure controller may function and control the fuel flow rate alone merely in high altitude (near ceiling) flight at low velocities.

TECHNICAL NOTES

**EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON
COOLING EFFECTIVENESS OF HIGH-TEMPERATURE
AIR-COOLED TURBINE BLADE**

Wu Shishen and Zhang Zhi jun

(Shenyang Aeroengine Research Institute)

Abstract

This paper deals with the application of the static test results at low temperature and low pressure to the actual engine operating conditions. In order to extrapolate the test-bed results of the cooling effectiveness of a turbine blade to actual conditions of engine operation, two methods are presented: (1) to derive the experimental relationship of cooling effectiveness by heat transfer analysis; (2) to substitute the cooling effectiveness tests at low temperature and low pressure for those at high temperature and high pressure according to the similarity principle. Five kinds of blades in the same shape but with different internal structure have been tested for cooling effectiveness at various conditions. The results show that the two methods are satisfactory.