

某型涡轮叶片在不同设计状态下 冷却效果试验研究

西安航空发动机公司 宣志江 张三多

为了适应某发动机改型设计的要求, 将其高压 I 级涡轮转子叶片及改型叶片在原型机设计状态和改型机设计状态进行了冷却效果对比试验, 录取了改型设计所必需的数据。

试验是在高温涡轮叶片冷却效果试验台上进行的。由于原型机设计状态和第一种改型设计状态的折合参数较高, 而试验台提供的参数有限, 故采用通常使用的实验关系式法。对第二种改型设计状态, 因试验台可满足其折合参数的要求, 故采用了低温低压代替高温高压的模化冷却试验方法。

一、试 验 叶 片

试验叶栅是由11个涡轮叶片构成了10个燃气通道的扇形叶栅, 中间3个叶片通冷气, 正中间一个为试验叶片, 其余为陪衬叶片。试验叶片为原型机高压 I 级涡轮转子叶片, 该叶片为纯对流冷却形式的三大异型孔结构, 如图1所示。冷却气流由叶片根腔经3个冷却孔, 从叶冠排出。中间冷却孔的出口有一个盖板, 用改变盖板上两个节流孔的大小来调节冷气分配, 以相应地控制叶型的温度分布。试验叶片表面用电火花加工出热电偶敷设槽, 将热电偶固定在槽道中, 经吹砂和金属等离子喷涂后, 将叶片抛光至原叶型尺寸, 用沿叶弦分布的9支铠装热电偶, 偶丝直径为0.08mm, 来测取叶片表面温度分布(图1)。为防止叶片局部温度偏高, 并考虑到改型机长寿命的要求, 在叶背近前缘处开设了一排气膜冷却孔, 以改善其冷却性能。

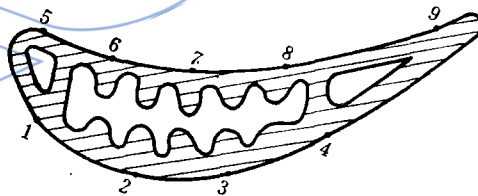


图1 试验叶片中剖面及热电偶分布示意图

二、试 验 方 法

1. 试验是在高温涡轮叶片冷却效果试验台上进行的。空气和冷气的流量分别用标准孔板和流量管测量。栅前总静压用三点扁式总静压组合管测量。将E A型单点热电偶安装在接近叶根处来测量冷气进口温度。栅前燃气温度用三支铂铑-铂热电偶进行移动测量。叶片壁温用埋设在叶片表面的热电偶来测量。

2. 冷却效果是一个无因次温度, 表征了叶片的冷却性能, 其定义为

$$\theta = \frac{T_g - T_w}{T_w - T_c} \quad (1)$$

平均冷效

局部冷效

$$\theta_1 = \frac{T_g - T_{wi}}{T_{wi} - T_c} \quad (2)$$

式中 T_g 、 T_c 、 T_w 分别为燃气、冷气和壁面的温度。

3. 在试验台上测取了不同工况下的有关试验参数, 根据文献〔1〕, 经过一定的数学加工, 建立了冷却效果实验关系式。由该关系式可计算出实际发动机在任一状态下的冷却效果 $\bar{\theta}$ 或 θ_1 , 从而为原型机和第一种改型机提供了在设计状态下有用的设计参数。

根据第二种改型机的设计要求, 采用了低温低压代替高温高压的冷却效果试验方法。根据该方法, 首先确定改型机设计状态下高温燃气和冷气参数, 如涡轮进口总温、总压和冷气进口温度等, 然后再选定试验台低温燃气温度, 则可根据文献〔2〕所推荐的公式计算出试验台所要求的低压压力和冷气温度。低温燃气温度和叶片表面温度可由试验台测量获得。这样, 就可以由式(1)或式(2)得到试验台低温低压下的冷却效果。根据相似与模化理论, 由于保证了试验台与实际发动机的相似条件, 所以两系统在低温低压和高温高压下的冷却效果是相等的, 即 $\theta_L = \theta_H$ 。因而可以由式(1)或式(2)求出发动机在高温高压运行状态下涡轮叶片的局部和平均壁温, 从而为第二种改型机提供了设计参数。

三、试验结果

1. 根据冷却效果实验关系式, 得到了原型机及第一种改型机沿叶片弦向的温度分布, 如图2所示。由图可见, 前尾缘温度较高, 弦中温度较低, 这与叶片的冷却结构和冷却方式有关。弦向温差不大, 可以认为温度分布较为均匀, 且第一种改型机叶片弦向最大温差小于原型机叶片弦向最大温差, 因此改型机叶片具有更好的冷却性能, 满足了冷却叶片的设计要求。

用低温低压代替高温高压的试验方法得到第二种改型机叶片的冷却效果, 并与由实验关系式计算出的冷却效果进行了比较, 两种方法所得壁温值最大相差 13°C , 符合得较好。这说明两种试验方法是可行的, 试验结果是可靠的。

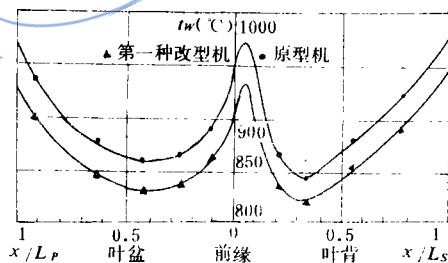


图2 叶片中截面弦向温度分布

2. 为了控制叶片的温度分布, 分别选用了直径为1.6、1.78、1.9、2.0、2.2mm的节流孔来调节冷气配比和冷气雷诺数, 以改变叶片内冷却通道的换热情况。图3给出了五种节流孔径下的叶型温度分布。当节流孔直径在1.6~2.0mm范围内, 增大节流孔径时, 叶片前尾缘温度增高, 中腔温度降低。当节流孔径大于2.0mm后, 中腔温度也明显增高, 这可能是由于在一定的流量比($K_G = G_c/G_g$)下, 节流孔径的增加会使冷气进口压力和雷诺数降低, 而雷诺数的下降则减小了中腔内通道对流换热系数和换热温差, 从而使总换热量减少而导致壁温增高。所以过大的节流孔径会降低叶片的冷却性能, 是不足取的。

3. 图4给出了不同流量比下叶片的温度分布。由图看出, 不同流量比下叶片温度分布规律是相同的, 随着流量比的增加, 叶片整体温度下降, 而弦向温差则稍有增加。

4. 为了进一步改善第二种改型机叶片冷却性能和提高其工作寿命, 在叶背近前缘处用

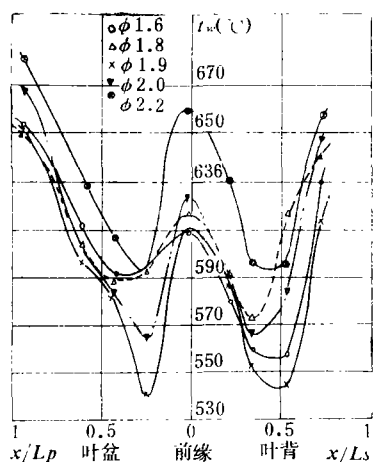


图3 不同节流孔径下叶片弦向温度分布

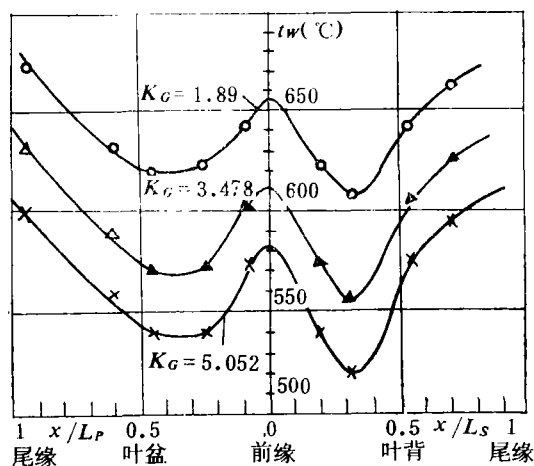


图4 不同流量比时叶片弦向温度分布

电脉冲加工了一排22个直径为0.38mm, 孔间距为1.3mm, 射流喷射角为 100° 的气膜孔。试验结果表明, 冷却效果极为显著, 与原型机试验数据比较, 其最大温降为 35°C 。

四、讨 论

1. 从试验结果来看, 叶片具有较好的冷却性能, 且有较大的裕度, 可适应改型设计的要求。
2. 叶片表面埋设的热电偶接点低于叶型外表面约 $0.3\sim 0.4\text{mm}$, 约占整个壁厚的 $1/3$, 经过对校准试验, 所测温度低于叶片表面实际温度约 10°C 左右, 在数据处理时应考虑其误差。
3. 在改型设计状态, 采用两种方法所获得的冷却效果值是一致的, 这说明其试验结果是可靠的。并且低温低压代替高温高压的模化试验方法具一定经济性和推广意义。
4. 本试验忽略了转子叶片旋转泵效应引起的温升和叶栅壁面的热辐射等影响所带来的误差。

参 考 文 献

- (1) 航空情报研究所, “雷诺数, 燃气及冷却空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. Gladdaen and John N. B. Livingood, “Procedure for Scaling of Experimental Turbine Vane Airfoil Temperatures from Low to High Gas Temperatures”, NASA TN-6510, 1971。

(责任编辑 杨 帆)

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON COOLING EFFECTIVENESS OF A TURBINE BLADE UNDER VARIOUS DESIGN CONDITIONS

Xuan Zhijiang and Zhang Sanduo

(Xian Aeroengine Company)

Abstract

Blade cooling characteristics under various design conditions were obtained from the turbine blade cooling effectiveness experiments of a given aeroengine and its two modifications. The results obtained provide useful data for air-cooled blade design. Structure and testing approach of the blades are also described.

Experimental results are also analysed. The analysis demonstrates that the testing technique is available, the experimental data are amenable and satisfactory for air-cooled blade design.

COOLING FLOW TECHNIQUE FOR DESIGNING AFTERBURNER HEAT SHIELDS

Lian Kangbao

(Li Yang Machinery Company)

Abstract

By employing the air flow cooling technique, an afterburner heat shield was designed semi-empirically. It exhibited the desired advantages of long service life, low wall temperature and good performance. The cooling air flow accounted for 10% of the total airflow. The distribution of the cooling air was designed in reference to successful designs. The practice of the aeroengine with the designed afterburner verifies that the presented technique is reliable.

HEAT TRANSFER THROUGH MULTI-TURNS OF COOLING PASSAGES IN A TURBINE BLADE

Zhang Yumin, Gu Weizao, Shen Jiarui

(Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica)

Abstract

With the aim of cooling high-temperature turbine blade, the heat transfer characteristics and flow drag of turbulent air flow through 180 degree multi-turns of rectangular passages were investigated experimentally. The experimental data of the heat transfer coefficients both through a 180 degree turn and in a