# 落压比对航空发动机涡轮叶片流量特性的影响

曹智顺,王洪斌,张树林,张联合,王小蒙,刘 旭,葛宏志 (中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

**摘要:**为了探明落压比对航空发动机涡轮叶片流量特性的影响,对试验坐标压比选择和气膜孔分布2个主要影响因素进行了 研究。忽略燃气及冷却空气温度的影响,依据涡轮叶片气膜孔出口静压将其分为3类。当涡轮叶片气膜孔以第1类或第2类为主 时,通过试验坐标压比的选择消除落压比对流量特性的影响;当涡轮叶片气膜孔以第3类或复合型为主时,利用2个不同落压比下 的流量特性,采用影响因子分析法可以获得任意落压比下的流量特性关系式。选用某型涡轮导向叶片进行不同落压比下的流量 特性试验,结果表明:理论分析结果与试验结果相差3%,二者具有较好的一致性。

关键词:落压比;涡轮叶片;流量特性;气膜孔;影响因子;航空发动机

中图分类号:V211.71 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.S1.006

#### Influence of Nozzle Pressure Ratio on Flow Characteristic of Aeroengine Turbine Blade

CAO Zhi-shun, WANG Hong-bin, ZHANG Shu-lin, ZHANG Lian-he, WANG Xiao-meng, LIU Xu, GE Hong-zhi (AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to find out the influence of nozzle pressure ratio on flow characteristics of aeroengine turbine blade, two main influencing factors of test coordinate-pressure ratio selection and film hole distribution were studied. Ignoring the influence of gas and cooling air temperature, it was divided into three types according to the static pressure at the outlet of the film hole of turbine blade. When the film hole of turbine blade was dominated by first type or second type, the influence of nozzle pressure ratio on flow characteristics was eliminated by selecting the test coordinate-pressure ratio. When the film hole of turbine blade was dominated by third type or compound type, the flow characteristic relation under any nozzle pressure ratio could be obtained based on the flow characteristics of two different nozzle pressure ratios by using the impact factor analysis method. The flow characteristic test of a turbine guide blade was carried out under different nozzle pressure ratio. The results show that the theoretical analysis results are 3% different from the test results, and they are in good agreement.

Key words: nozzle pressure ratio; turbine blade; flow characteristic; film hole; impact factor; aeroengine

# 0 引言

随着航空发动机性能的不断提高,涡轮前温度不断升高,涡轮叶片需要在更高的燃气温度下可靠地工作<sup>[1-3]</sup>,因此冷却技术随之发展<sup>[4-6]</sup>。空心涡轮叶片的 气膜冷却技术由于其冷却效率较高,得到了广泛应 用<sup>[7-9]</sup>。流量比是影响气膜冷却效率的主要因素之 一<sup>[10-13]</sup>,通过试验获取流量特性曲线是准确预测涡轮 叶片的冷却空气流量的主要方法之一<sup>[14]</sup>。

试验获取涡轮叶片的流量特性关系是将换算流 量(冷却空气质量流量、总温和总压的无量纲数)作为 纵坐标,将压比(冷却空气总压与栅前总压或栅后静 压的比值)作为横坐标,绘制关系曲线。试验数据表 明,当试验叶栅的落压比(栅前总压与栅后静压的比 值)发生变化时,试验获取的流量特性关系曲线也会 随之变化。分析落压比对涡轮叶片流量特性的影响 程度,可以将任意落压比状态下获取的试验流量特性 曲线变换到设计人员需求的状态,同时,试验可以在 低状态下进行,可大大节约试验成本,降低对试验设 备的要求。但目前国内外学者对该问题的关注较少。 本文分别推导落压比变化对3类气膜孔流量特

**收稿日期:2019-06-18 基金项目:**航空动力基础研究项目资助 作者简介:曹智顺(1986),男,硕士,工程师,主要从事热疲劳与传热技术研究工作;E-mail:446383519@163.com。

**引用格式:** 曹智顺, 王洪斌, 张树林, 等. 落压比对航空发动机涡轮叶片流量特性的影响[J].航空发动机, 2021, 47(增刊1): 32-39. CAO Zhishun, WANG Hongbin, ZHANG Shulin, et al. Influence of nozzle pressure ratio on flow characteristic of aeroengine turbine blade[J]. Aeroengine, 2021, 47(S1): 32-39.

性关系曲线的影响程度,并进一步应用到具有复杂气 膜孔结构的涡轮叶片上。以某型涡轮导向叶片为研 究对象,对比了在高温及常温、相同及不同落压比状 态下的流量特性曲线。

# 1 涡轮叶片流量特性理论分析

# 1.1 涡轮叶片气膜孔模型的简化

研究表明,涡轮叶片冷却空气的温度变化对流量 特性曲线没有影响<sup>[14]</sup>;真实涡轮叶片所用材料的线膨 胀系数较小,在高温燃气作用下气膜孔几何尺寸变形 可以忽略。因此,本文不考虑冷气和燃气的温度变化 带来的影响。涡轮叶片的壁面厚度尺寸较小,将外壁 面的气膜孔通道简化成等直径管道模型。

涡轮叶片的气膜孔在叶身上的分布如图1所示。 依据气膜孔的当地静压水平,将涡轮叶片气膜孔分为 3类:

(1)第1类。主要分布于叶片前缘位置,气膜孔 当地静压与栅前总压相当,可简化成逆流放置于燃气 环境中的等直径管道模型,如图2所示。



(2)第2类。主要分布于叶片尾缘位置,气膜孔 当地静压与栅后静压相当,可简化成顺流放置于燃气 环境中的等直径管道模型。

(3)第3类。主要分布于叶盆和叶背,气膜孔当

地静压介于栅前总压和栅后静压之间,可以简化成与 燃气来流速度方向夹角为 $\theta$ 的等直径管道模型,  $\theta \in (0^\circ, 180^\circ)_\circ$ 

 $\theta$ 的大小并非气膜孔与燃气来流速度方向的真 实夹角,是影响该气膜孔冷却空气流出的所有因素的 综合作用指标,称为当量夹角。当 $\theta = 0^{\circ}$ 时,第3类气 膜孔等同于第1类气膜孔;当 $\theta = 180^{\circ}$ 时,第3类气膜 孔等同于第2类气膜孔。

## 1.2 简化模型的流量特性分析

流量特性试验曲线的坐标压比,通常选择冷却空 气总压与栅前总压的比值,或者冷却空气总压与栅后 静压的比值。选择不同试验坐标压比,3类气膜孔的 试验流量特性关系对落压比变化的影响程度也不同。 1.2.1 第1类气膜孔

(1)当地坐标压比小于临界点状态,此时,简化模型当地静压与栅前总压相当。

a.试验坐标压比的静压选为栅前总压。

当燃气在状态1的落压比条件下稳定流动时,各 状态参数如图2(a)所示,当地坐标与试验坐标压比 存在如下关系

$$\frac{P_{1-1}^*}{P_{1-1}} = \frac{P_{c-1}^* - \Delta P_1}{P_{g-1}^*} \approx \frac{P_{c-1}^*}{P_{g-1}^*}$$
(1)

式中: $P_{1-1}^*$ 为当地总压; $P_{1-1}$ 为当地静压; $P_{g-1}^*$ 为栅前 总压; $\Delta P_1$ 为冷却空气的总压损失,为小量,可以忽 略; $P_{g-1}^*$ 为冷却空气总压。

若燃气落压比变为状态2,则

$$\frac{P_{1-2}^*}{P_{1-2}} = \frac{P_{c-2}^* - \Delta P_2}{P_{g-2}^*} \approx \frac{P_{c-2}^*}{P_{g-2}^*}$$
(2)

依据1维定常流动理论,在当地坐标下,该管道 的流量特性关系式惟一。因此,2种状态下的相同当 地压比坐标对应的当地换算流量相同。由于冷却空 气的总温、总压损失是小量,则当地换算流量与试验 换算流量相当。因此,相同的试验换算流量对应的2 种状态试验坐标压比之间的关系为

$$\frac{P_{c-2}^{*}}{P_{g-2}^{*}} / \frac{P_{c-1}^{*}}{P_{g-1}^{*}} \approx 1$$
(3)

式(3)表明,若试验坐标压比的静压选择栅前总 压,在不同落压比下,流量特性关系曲线的相同试验 换算流量对应的试验压比坐标相同。此时,落压比的 变化对第1类气膜孔的流量特性关系式没有影响。

b.试验坐标压比的静压选为栅后静压。

将式(3)中栅前总压用栅后静压与落压比表示,则

$$\frac{P_{c-2}^*}{P_{0-2}} / \frac{P_{c-1}^*}{P_{0-1}} \approx \frac{K_{p2}}{K_{p1}}$$
(4)

式中: $P_{0-1}$ 、 $P_{0-2}$ 分别为涡轮叶片的栅后静压; $K_{p1}$ 、 $K_{p2}$ 分别为不同试验状态下的落压比, $K_{p1} = P_{g-1}^* / P_{0-1}$ ,  $K_{p2} = P_{g-2}^* / P_{0-20}$ 

式(4)表明,若试验坐标压比的静压选择栅后静 压,在不同落压比下,流量特性关系曲线的相同试验 换算流量对应的试验压比坐标不同,二者的比值与落 压比的比值成正比,在相同换算流量下,对应的试验 压比坐标随落压比的增大而按比例增大。此时,落压 比的变化影响了第1类气膜孔的流量特性关系式。

(2)当地坐标压比达到临界点状态。

当管道的当地坐标压比达到临界点时,管道的换 算流量不再增加。随着冷却空气进口总压持续提高, 当地压比保持不变;但是,试验坐标压比持续增大,导 致试验获取的流量特性曲线会产生平直段。第1类 气膜孔流量特性关系式随落压比的变化关系如图3 所示。



图3 第1类气膜孔流量特性关系式随落压比的变化关系

1.2.2 第2类气膜孔

(1)当地坐标压比小于临界点状态,此时,管道当 地静压与栅后静压相当。

a.试验坐标压比的静压选为栅前总压。

燃气落压比状态自*K*<sub>p3</sub>变化为*K*<sub>p4</sub>(图2(b)),则较 容易推导出相同换算流量位置对应的试验坐标压比 之间的关系

$$\frac{P_{c-4}^{*}}{P_{g-4}^{*}} / \frac{P_{c-3}^{*}}{P_{g-3}^{*}} \approx \frac{K_{p3}}{K_{p4}}$$
(5)

式(5)表明,若试验坐标压比的静压选择栅前总 压,在不同落压比下,流量特性关系曲线的相同试验 换算流量对应的试验压比坐标不同,二者的比值与落 压比的比值成反比(如图4所示)。在相同换算流量 下,对应的试验压比坐标随落压比的增大而按比例变 小。此时,落压比的变化影响了第2类气膜孔的流量 特性关系式。



### 图4 第2类气膜孔流量特性关系式随落压比的变化关系

b.试验坐标压比的静压选为栅后静压。 将式(5)中栅前总压用栅后静压与落压比表示,则

$$\frac{P_{c-4}^*}{P_{0-4}} / \frac{P_{c-3}^*}{P_{0-3}} \approx 1 \tag{6}$$

式(6)表明,试验坐标压比的静压选择栅后静压 时,在不同落压比下,流量特性关系曲线的相同试验 换算流量对应的试验压比坐标相同。此时,落压比的 变化对第2类气膜孔的流量特性关系式没有影响。

(2)当地坐标压比达到临界点状态。

类比于第1类气膜孔,第2类气膜孔的试验流量 特性关系式随落压比的变化关系如图4所示。

1.2.3 第3类气膜孔

(1)试验坐标压比流量特性关系式分析。

第3类气膜孔当地静压介于第1、2类气膜孔之间。当试验坐标压比的静压选择栅前总压时,试验坐标压比对落压比的变化不如第2类气膜孔的变化剧烈;同理,当试验坐标压比的静压选择栅后静压时,试验坐标压比对落压比的变化也不如第1类气膜孔的变化剧烈。

试验流量特性关系式随落压比变化的关系如图 5所示。

(2)影响因子分析法。

得到第3类气膜孔流量特性关系式的解析解是 极为困难的。但在位置、角度等综合因素的作用下, 第3类气膜孔的当量夹角是确定的,即气膜孔对落压



图5 第3类气膜孔流量特性关系式随落压比的变化关系

比变化的敏感程度是不变的。因此,若已知2个不同 落压比状态的关系式,分析第3类气膜孔对落压比变 化的敏感度,可以进一步推导其他落压比状态的流量 特性关系式。下面就不同的压比坐标选择分别进行 推导。

a.试验坐标压比的静压选为栅前总压。

第3类气膜孔的出口静压介于第1、2类气膜孔出 口静压之间,因此,当第3类气膜孔外部的燃气落压 比在*K*<sub>p5</sub>和*K*<sub>p6</sub>间改变时,由式(3)、(4)可知,2个流量 特性关系式的任意相同的换算流量*G*<sub>bi</sub>对应的不同落 压比之间的试验坐标、压比,必然存在某个常数α,满足

$$\frac{P_{c-6}^{*}}{P_{g-6}^{*}} / \frac{P_{c-5}^{*}}{P_{g-5}^{*}} = \alpha_{i} \frac{K_{p5}}{K_{p6}}$$
(7)

式中: $\alpha_i \propto 1/\frac{K_{p5}}{K_{c}}$ 和1的最值之间取值(如图6所示)。



图6 比例系数取值区域

 $\stackrel{\text{\tiny{$\stackrel{1}{=}$}}}{=} \frac{K_{p5}}{K_{p6}} \ge 1 \quad \text{\tiny{$\stackrel{1}{=}$}} \quad , \quad \alpha_i \in \left[1/\frac{K_{p5}}{K_{p6}}, 1\right]; \quad \stackrel{\text{\tiny{$\stackrel{1}{=}$}}}{=} \frac{K_{p5}}{K_{p6}} \le 1 \quad \text{\tiny{$\stackrel{1}{=}$}} \quad ,$  $\alpha_i \in \left[1, 1/\frac{K_{p5}}{K_{p6}}\right]_{\circ}$ 

不同的 $G_{hi}$ 对应的 $\alpha_i$ 是当量夹角 $\theta$ 的最值区间单 调连续函数。因此,假设 $\theta$ 在不同的换算流量下对压 比坐标的影响程度相同,即 $\theta$ 不变的第3类气膜孔,在 任意落压比下,相同的试验换算流量对应的试验坐标 压比之间的比例变换关系不变,则可认为 $\alpha_i = \alpha_{i+1} = \alpha_1$ 是一个常数(如图7所示)。定义该比例关系为 $k_1 = \frac{1 - \alpha_1}{1 - 1/\frac{K_{p5}}{K_{n6}}}$ , $k_1 \in (0,1)$ 。当 $k_1 = 0$ 时,气膜孔等同于第

2类气膜孔;当 $k_1$  = 1时,气膜孔等同于第1类气膜 孔。 $k_1$ 的大小反映了气膜孔受落压比影响的程度,称 为影响因子。





同理,试验坐标压比的静压选为栅后静压时,存 在比例系数β,满足

$$\frac{P_{c-6}^*}{P_{g-6}^*} / \frac{P_{c-5}^*}{P_{g-5}^*} = \beta_1 \frac{K_{p6}}{K_{p5}}$$
(8)

定义影响因子 $k_2 = \frac{1 - \beta_1}{1 - 1/\frac{K_{p6}}{K}}$ 。

综上所述,对于某固定当量夹角的第3类气膜 孔,当量夹角与影响因子之间是一一对应的,已知任 意2个不同落压比下的流量特性关系式均可以通过 式(7)和式(8)计算确定2个影响因子,从而得到任意 落压比状态下的流量特性关系式。影响因子的大小 反映了第3类气膜孔在第1、2类气膜孔之间的相似程 度,且较容易推导得到:*k*<sub>1</sub>+*k*<sub>2</sub>=1。

#### 1.3 涡轮叶片的流量特性分析

对于不同型号的涡轮叶片,也可比拟成上述3种类型,因此其流量特性关系需要根据具体情况进行分析。

(1)第1类。对于气膜孔主要集中于叶片前缘区 域的涡轮叶片,所有气膜孔当地静压水平与栅前总压 水平相当,此时,多个气膜孔的组合相当于某一固定 尺寸的第1类管道模型,当地静压仅与栅前总压有 关,应选择栅前总压作为试验坐标压比,可以有效地 降低甚至忽略燃气落压比状态的变化对流量特性的 影响。

(2)第2类。同理,对于气膜孔主要集中于叶片 尾缘区域的涡轮叶片,应选择栅后静压作为试验坐标 压比。

(3)第3类。对于同时存在多种类型气膜孔的涡 轮叶片,在气膜孔的综合作用下,相当于某个当量夹 角确定的第3类管道模型,栅前总压或栅后静压作为 试验坐标压比均可。采用上述分析方法,从2个已知 落压比下的流量特性关系式可以得到任意落压比下 的流量特性关系式。

# 2 涡轮导向叶片的流量特性试验

为了进一步验证上述理论分析的合理性,对某型 涡轮导向叶片在高温及常温、相同以及不同落压比下 进行了多状态的流量特性试验。

#### 2.1 试验件

试验件为某型涡轮导向叶片,叶身气膜孔遍布于 叶片前缘、尾缘、叶盆和叶背。叶片内部冷却空气分 为2个独立腔体进气,即靠近前缘的前腔和靠近尾缘 的后腔。

#### 2.2 试验状态

设计的试验状态见表1。

表1 试验状态

试验状态	燃气温度/	栅前总压/	栅后静压/	遊口山	冷气温度/
	Κ	MPa	MPa	浴压比	Κ
1	900	1.30	1.11	1.17	473
2	常温	0.56	0.48	1.17	294
3	常温	0.78	0.67	1.17	294
4	常温	0.66	0.53	1.24	294
5	常温	1.00	0.93	1.08	294

# 2.3 试验结果分析

# 2.3.1 相同落压比的试验结果

前腔的流量特性曲线如图8所示。图例中"总" 表示选择栅前总压作为试验坐标压比的静压,"静"表 示选择栅后静压作为试验坐标压比的静压,下同。

在相同落压比下,选择同样试验坐标压比的3种 状态曲线具有较好的重合性,表明流量特性关系式与 燃气温度、冷气温度无关,甚至与来流总压的绝对值 大小无关。选择不同的试验坐标压比,则表现了明显



的差异性。因此,坐标的选择影响了流量特性曲线的 趋势,但落压比的变化是造成相同坐标压比的流量特 性曲线不同的根本原因。

后腔流量特性曲线如图9所示,可以得出与上述 相同的结论。



2.3.2 不同落压比的试验结果

前腔流量特性关系式随落压比的变化如图 10所示。从图中可见,当选择栅前总压作为试验坐标压比的静压时,不同落压比的流量特性曲线较为接近,相差不大,但仍然可见随着落压比的增大,相同换算流量对应的横坐标值减小;当选择栅后静压作为试验坐标压比时,随着落压比的增大,相同换算流量对应的



横坐标值增加明显。由此可见,该涡轮叶片前腔气膜 孔以第1类气膜孔为主。

后腔换算流量关系式随落压比的变化关系如图 11所示。当选择栅前总压作为试验坐标压比的静压 时,随着落压比的增大,相同换算流量对应的横坐标 值明显减小;当选择栅后静压作为试验坐标压比的静 压时,随着落压比的增大,相同换算流量对应的横坐 标值也明显增加。由此可知该涡轮叶片气膜孔在后 腔的分布以第3类气膜孔为主,无论试验坐标压比如 何选取,流量特性曲线随着落压比的变化而显著变化。



上述试验数据结果与理论分析结果具有很好的 一致性。

#### 2.3.3 影响因子分析法的应用

为了验证本文提出的影响因子分析法的有效性, 分别取3种不同落压比状态3、4、5的试验数据对影响 因子的试验值进行分析,结果见表2。

	1x Z	风迎仇心永	린그	
	选取试验状态	$k_1 / \%$	$k_2/\%$	$(k_1 + k_2) / \%$
	4,5	86.6	13.2	99.8
前腔	3,5	87.3	12.6	99.9
	3,4	86.0	14.1	100.1
	4,5	50.1	52.3	102.4
后腔	3,5	48.9	51.8	100.7
	3,4	51.2	50.6	101.8

表2	试验状态影响因子
	New York (New County of the Co

理论上,该涡轮叶片的任意2种状态之间的影响 因子是固定值,但由于误差的存在,导致在不同状态 下获取的影响因子存在一定的差异性。

依据式(7)分析可知,影响因子的误差来源为压 比及落压比。一般流量特性试验关系式的相对误差 <2%,压力测量误差<0.5%,依据传递误差分析,试验 获取影响因子的误差<3%。

将3次试验获取的结果取均值,确定拟合其他状态的影响因子,结果见表3。

表3 影响因子的确定

	-		
	$k_1/\%$	$k_2 / \%$	$(k_1 + k_2) / \%$
前腔	86.6	13.3	99.9
后腔	50.1	51.6	101.7

已知在落压比为*K*<sub>p2</sub>下,换算流量值*G*<sub>h2</sub>对应的试 验坐标压比为*X*<sub>2</sub>,则可以推导得到在任意落压比*K*<sub>pi</sub> 下,试验用涡轮导向叶片的前、后腔换算流量*G*<sub>h2</sub>对应 的试验坐标压比*X*,满足下列关系。

(1)试验坐标压比为栅前总压。

前腔

$$X_{i} = X_{2} \left[ 1 - 0.866 \left( 1 - \frac{K_{pi}}{K_{p2}} \right) \right] \frac{K_{p2}}{K_{pi}}$$
(9)

后腔

$$X_{i} = X_{2} \left[ 1 - 0.501 \left( 1 - \frac{K_{pi}}{K_{p2}} \right) \right] \frac{K_{p2}}{K_{pi}}$$
(10)

(2)试验坐标压比为栅后静压。

前腔

$$X_{i} = X_{2} \left[ 1 - 0.133(1 - \frac{K_{p2}}{K_{pi}}) \right] \frac{K_{pi}}{K_{p2}}$$
(11)

后腔

$$X_{i} = X_{2} \left[ 1 - 0.516(1 - \frac{K_{p2}}{K_{pi}}) \right] \frac{K_{pi}}{K_{p2}}$$
(12)

采用式(9)~(12)推导各试验状态的流量特性关 系曲线,与试验数据的对比分析如图12~15所示。分 析结果表明,拟合推导数据与试验数据相对误差< 3%,二者具有较好的重合性,表明该方法用于分析落 压比对流量特性关系式的影响具有较为理想的精度。





#### 3 结论

通过本文的论述分析,可以得出如下结论:

(1)涡轮叶片的流量特性关系式与所选取的试验 坐标压比相关,对于同一涡轮叶片,因选取的试验坐 标压比不同,得到的流量特性关系式也会不同;

(2)流量特性关系式受燃气落压比的影响程度与 试验坐标压比的选择和涡轮叶片自身的气膜孔分布 情况有关;

(3)以第1类气膜孔为主的涡轮叶片,选择冷却

空气总压与栅前总压的比值为试验坐标压比,以第2 类气膜孔为主的涡轮叶片,选择冷却空气总压与栅后 静压的比值为试验坐标压比,可以降低甚至忽略落压 比变化对流量特性关系式的影响;

(4)理论分析结果和试验结果均表明,针对以第 3类气膜孔为主或者同时具有多种类型气膜孔的涡 轮叶片,采用影响因子分析法可以有效地对任意落压 比状态进行拟合。

#### 参考文献:

[1] 蓝占赣.涡轮叶片综合冷却效果模拟试验方法研究[D].南京:南京 航空航天大学,2016.

LAN Zhangan.Research on simulation test method of overall cooling effectiveness of the turbine vane[D].Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics. 2016.(in Chinese)

[2] 莫唯书.涡轮导向叶片综合冷却效果和冷气流阻特性研究[D].沈阳:沈阳航空航天大学,2018.

MO Weishu. Investigation on integrated cooling performance and flow resistance characteristics of vane[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2018.(in Chinese)

[3] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社, 2005:167.

LIAN Xiaochun, WU Hu. Principle of aero-engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005:167.(in Chinese)

[4] 李希军. 涡轮叶片内部冷却结构的流动与换热特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

LI Xijun.Investigation on flow and heat transfer characteristics of internal Cooling structures of turbine vane[D].Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.(in Chinese)

[5] 刘大响,程荣辉.世界航空动力技术的现状及发展动向[J].北京航空航天大学学报,2002,28(5):490-496.

LIU Daxiang, CHENG Ronghui.Current status and development direction of aircraft power technology in the world[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28 (5) : 490–496. (in Chinese)

[6] 呼艳丽.高效涡轮铸冷工作叶片冷却设计[D].成都:电子科技大学, 2010.

HU Yanli. Cooling design of cast-cooling turbine blade with high efficiency cooled[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China.2010.(in Chinese)

[7] 邓明春.密度比对涡轮叶片气膜冷却特性影响的实验研究[D].西安:西北工业大学,2006.

DENG Mingchun.Investigation of the influence of density ratios on film cooling on turbine blade surface[D].Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2006.(in Chinese)

[8] 戴韧,赵志军,王宏光,等.涡轮气膜冷却流动与传热机理的基础研 究[C]//赵均锷.中国动力工程学会透平专业委员会2010年学术研 讨会论文集.上海:中国动力工程学会,2010:25-33.

DAI Ren, ZHAO Zhijun, WANG Hongguang, et al. Basic research of turbine film cooling flow and heat transfer mechanism [C]//ZHAO June. China Power Engineering Society of Professional Committee of Turbine, the Academic Symposium on 2010.Shanghai: Chinese Society of Power Engineering, 2010:25-33.(in Chinese)

[9] 戴萍.气膜孔几何结构对涡轮叶片气膜冷却的影响研究[D].哈尔 滨:哈尔滨工程大学,2010.

DAI Ping.Study on the influence of film hole configuration on turbine blade film cooling[D].Harbin:Harbin Engineering University, 2010.(in Chinese)

[10] 刘亚非.涡轮叶片冷效及叶栅流动损失实验模化方法[D].南京:南 京航空航天大学,2016.

LIU Yafei.Research of similarity and dimensional methods in turbine vane's overall aerodynamic and cooling performance experiments[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[11] 朱榕川.某型低压涡轮动叶冷效试验研究[D]. 成都:电子科技大学,2009.

ZHU Rongchuan.Experimental study about cooling efficiency of some turbine blades [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2009. (in Chinese)

[12] 张健, 邱绪光. 论涡轮级气动和传热试验的相似准则[J]. 燃气涡轮

试验与研究,1995,1(3):34-37.

ZHANG Jian, QIU Xuguang. Theory of the similarity standard on the turbine aerodynamic and heat transfer test[J].Gas Turbine Experiment and Research, 1995, 1(3): 34–37.(in Chinese)

[13] 李广超,莫唯书,张魏,等.涡轮导向叶片综合冷却特性实验研究[J].推进技术.2018(12):2772-2778.

LI Guangchao, MO Weishu, ZHANG Wei, et al. Experimental investigation on integrated cooling performance of nozzle guide vane[J]. Joural of Propulsion Technology, 2018(12):2772–2778. (in Chinese)

- [14] 曹智顺,王洪斌,张联合.气体温度对涡轮叶片流量特性影响的研究[C]//探索 创新 交流(第7集)——第七届中国航空学会青年科技论坛文集(上册).北京:中国航空学会,2016:391-394.
  CAO Zhishun, WANG Hongbin, ZHANG Lianhe.Study on the influence of gas temperature on turbine blade flow characteristics[C]//7th Youth Science and Technology BBS Collection of China Aviation Association (Volume 1).Beijing:Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2016:391-394.(in Chinese)
- [15] 王新月.气体动力学基础[M].西安:西北工业大学出版社,2006: 124-125.

WANG Xinyue.Fundamentals of gas dynamics[M].Xi'an:Northwestern Polytechnical University Press, 2006:124-125.(in Chinese)

(编辑:刘 静)