# 进口旋流方向对涡轮导叶全气膜冷却效率影响的数值研究

付仲议[1,2],余 强[1,2],赵 丹[1,2],房兴龙[1,2],黄 琦[1,2]
(1. 中国航发湖南动力机械研究所,湖南 株洲 412002;
2. 中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室,湖南 株洲 412002)

**摘 要**:为了获取旋流条件下涡轮导叶的气膜冷却特性,采用数值模拟的方法分析了逆时针和顺时针旋流对燃气涡轮一级导叶全气膜冷却效率的影响,分别总结了导叶前缘、压力面和吸力面冷却效率的变化规律。结果表明:进口旋流方向对涡轮导叶气膜冷却效率有明显影响,且不同区域的冷却效率受旋流方向的影响规律不同;叶片表面冷气受旋流影响而发生偏转。整体上看,导叶压力面的气膜冷却效率在旋流方向为逆时针条件下更高,前缘和吸力面的气膜冷却效率在旋流方向为顺时针条件下更高。

**关键词**:航空发动机;旋流方向;涡轮导叶;气膜冷却;冷却效率
**中图分类号**:V231.1 **文献标识码**:A **文章编号**:1672-2620(2024)02-0035-06

# Numerical study on the effects of inlet swirling direction on the turbine guide vane full film cooling effectiveness

FU Zhongyi[1, 2], YU Qiang[1, 2], ZHAO Dan[1, 2], FANG Xinglong[1, 2], HUANG Qi[1, 2]
(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China; 2. Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Medium and Small Aero-Engine, Zhuzhou 412002, China)

**Abstract:** To obtain film cooling characteristics for a turbine guide vane under inlet swirling conditions, the effects of clockwise and counterclockwise inlet swirling on the gas turbine first-stage guide vane full film cooling effectiveness were analyzed by numerical simulation. The variation rules of cooling effectiveness of the leading edge, pressure side and suction side were summarized respectively. The results show that the swirling direction of the inlet has an obvious influence on the film cooling effectiveness of the guide vane, and the cooling effectiveness in different regions is affected by the swirling direction differently. The coolant on the vane surface is deflected by swirling flow. On the whole, the film cooling effectiveness of the pressure side of the guide vane is higher when the swirling direction is counterclockwise. The film cooling effectiveness of the leading edge and suction side is higher when the direction of swirl is clockwise.
**Key words:** aero-engine; swirling direction; turbine guide vane; film cooling; cooling effectiveness

## 1 引言

随着航空发动机的发展,涡轮前温度越来越高,为了保护涡轮叶片不被高温损坏,在涡轮叶片的冷却中广泛使用了气膜冷却技术。在发动机构造中,燃烧室出口处于涡轮叶片上游,燃烧室出流条件也就是涡轮入口条件。涡轮冷却系统的研究所需考虑的不同类型燃烧室的出流条件,也随着燃烧室结构的发展而改变。新型先进航空发动机燃烧室采用预旋贫油燃烧,燃油在通过喷嘴时形成更加强烈的旋流。燃烧室出口的残余旋流场成为不可忽略的因素。在当前的叶片冷却设计方法中,通常将涡轮入口速度条件简化为均匀的速度场,其设计结果不可

**收稿日期**:2024-03-04
**基金项目**:中国科协青年人才托举工程;湖南省自然科学基金(2021JJ40646)
**作者简介**:付仲议(1991–),男,安徽阜阳人,高级工程师,博士,主要从事航空发动机涡轮结构和冷却设计。

避免地会偏离真实条件下的冷却需求。

国内外学者针对涡轮进口旋流对叶片气膜冷却产生的影响开展了相关研究。QURESHI等[1-2]在牛津大学旋流模拟实验台上研究了旋流对涡轮流场和热负荷分布的影响,指出旋流会引起叶栅载荷的变化和壁面热负荷的显著增加。高压静叶局部热负荷最大增加200%,动叶局部热负荷最大增加40%,同时旋流核心位置对透平热负荷的影响非常显著。PYLIOURAS等[3]利用数值计算研究了热斑与旋流同时存在对一级半透平效率的影响,与均匀入口相比,透平效率降低了3.1%。KHANAL等[4]利用数值计算研究了旋流对热斑迁移特性的影响,分析了不同旋流方向和周向位置对叶片热负荷的影响。SCHMID等[5]利用数值计算研究了旋流方向对涡轮流场的影响,逆时针旋转相对于顺时针旋转使静叶轮毂区域的二次流损失更小。德国达姆施塔特工业大学GILLER和SCHIFFER[6]在低速实验台上利用PSP测温技术研究了旋流对叶片气膜冷却效率的影响,发现旋流使前缘附近气膜的流动方向发生了偏转,一部分气膜从压力面偏转到吸力面,另一部分气膜从吸力面偏转到压力面,并且导致叶片表面一部分区域完全没有气膜覆盖。国内,刘兆方等[7]研究发现旋流方向会显著改变涡轮通道内的热斑迁移规律和叶片热负荷。蒋洪德等[8]对国内外燃烧室与涡轮交互影响的研究进展进行了总结,在清华大学设计并搭建了多旋流冷态的燃烧室以及全覆盖冷却燃机叶片的实验台[9]。张扬等[10-11]研究了旋流对涡轮端壁气膜冷却的影响,结果表明旋流破坏了气膜覆盖,气膜孔沿等压线排列有助于改善气膜覆盖效果。尹洪等[9,12]通过数值模拟研究了旋流方式和强度对导叶气膜冷却的影响,研究发现靠近内环和外环区域的气膜冷却主要受旋流方向影响,中截面区域的气膜冷却主要受旋流涡核心影响。

在公开文献中,关于旋流方向对全气膜导向叶片气膜冷却效率的研究较少。为此,本文将通过数值模拟分析旋流方向对导向叶片全气膜冷却效率的影响,为旋流条件下导向叶片气膜冷却设计提供支撑。

## 2 计算模型与方法

### 2.1 计算模型与边界条件设置

以某型发动机为参考,计算模型分为旋流器段与叶栅通道段2部分,如图1所示。旋流器下游有旋流发展段。旋流发展段下游连接导叶叶栅通道的入口,叶栅入口来流即为旋流段出口气流。旋流器中心正对导叶前缘驻点位置,导叶中的冷气二次流通过2个入口进入叶片内部。其中旋流器外径为16.0 mm,旋流发展段轴向长度为168.0 mm,叶栅通道轴向长度为115.0 mm,通道截面高度为22.0 mm,叶高为21.3 mm,弦长为37.1 mm,平均进口气流角为122.9°。

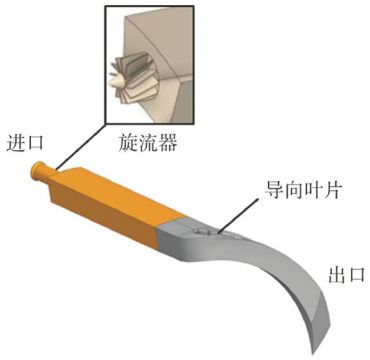



图1 几何模型结构示意图

Fig.1 Geometric model structure diagram

图2为旋流器段与叶栅通道段的边界条件示意图。旋流器通道两侧和叶栅通道两侧均为周期边界条件。主流进口总压为1.47 MPa,出口静压为1.05 MPa,二次流入口总压为1.52 MPa。入口湍流度为5%,流体域的湍流模型设置为SST模型,换热模型选用Total energy模型。图3为导叶表面气膜孔的位置及命名。

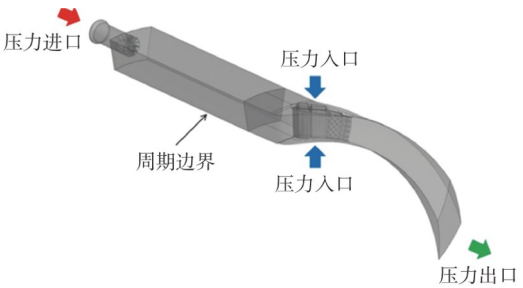



图2 边界条件设置

Fig.2 Boundary condition setting

### 2.2 参数定义

叶栅进口旋流强度的定义为:

$$S=\frac{\int_{r_h}^{r_n}u_{\tan}u_{ax}r^2\mathrm{d}r}{\int_{r_h}^{r_n}r_n u_{ax}^2 r\mathrm{d}r} \tag{1}$$

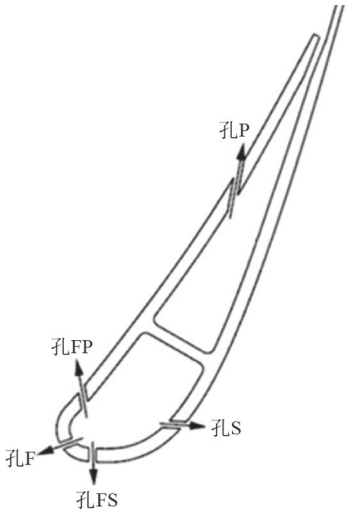



图3 气膜孔排位置

Fig.3 Film cooling hole row position

式中:$u_{\tan}$、$u_{ax}$分别代表切向速度和轴向速度,$r_n$、$r_h$分别为旋流器外径和内径。本文研究中涡轮导叶进口旋流强度为0.5。

绝热气膜冷却效率定义为:

$$\eta = \frac{T_{gr} - T_{aw}}{T_{gr} - T_c} \tag{2}$$

式中:$T_{aw}$为绝热壁温,$T_{gr}$为主流恢复温度,$T_c$为冷气温度。

## 3 结果分析

### 3.1 旋流条件下导叶进口流场分析

为了掌握旋流条件下涡轮导叶进口流动特性,对比了不同旋流方向对叶栅进口流场的影响,旋流方向的观察角度为从叶栅上游向叶栅看。图4展示了叶片通道进口截面处的速度分布云图以及矢量图。可以发现,进口旋流使得通道内速度分布不均匀,叶片通道进口截面局部位置处出现高速区。入口旋流方向对叶片通道入口截面处速度分布影响较为明显,旋流方向为逆时针时,叶片通道前高速区位于叶片吸力面底端附近;而旋流方向为顺时针时,叶片通道前高速区位于叶片吸力面侧顶端附近处。

为了进一步揭示入口旋流对叶片通道内流场的影响,图5对比了涡轮导叶前缘流道截面的极限流线分布。相比于逆时针旋流,顺时针旋流对通道内流场影响更加显著。入口旋流方向为顺时针时,在叶片通道吸力面和压力面顶端位置处出现2个旋涡;而入口旋流方向为逆时针时,仅在叶片通道吸力面底端出现旋涡。

### 3.2 前缘气膜冷却效率

图6为不同旋流方向下的叶片前缘气膜冷却效率结果。可以看出,旋流方向为逆时针时,气膜冷却

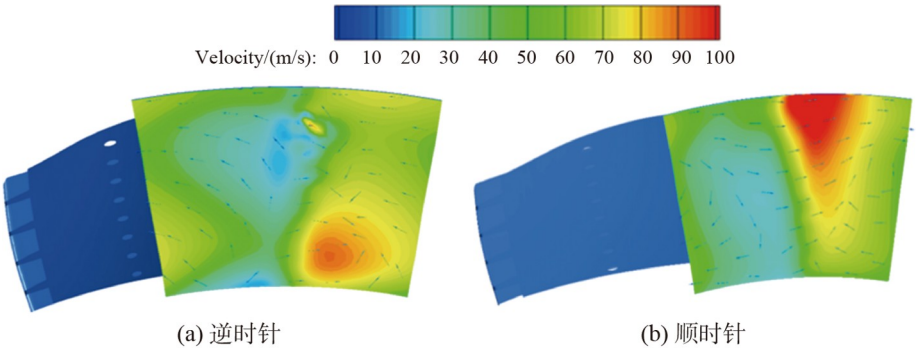



图4 旋流方向对导叶进口流场的影响

Fig.4 The effects of swirling direction on the vane inlet flow field

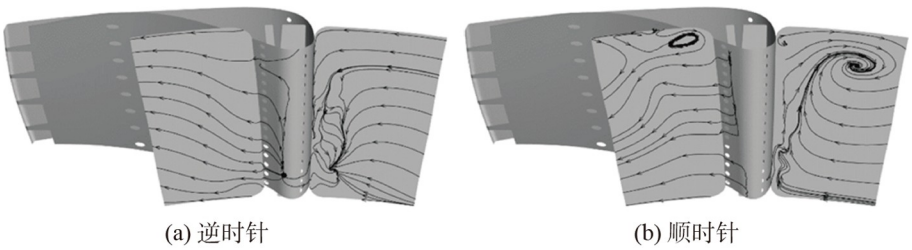



图5 导叶前缘流道截面的流线

Fig.5 The streamline of the flow channel section on vane leading edge

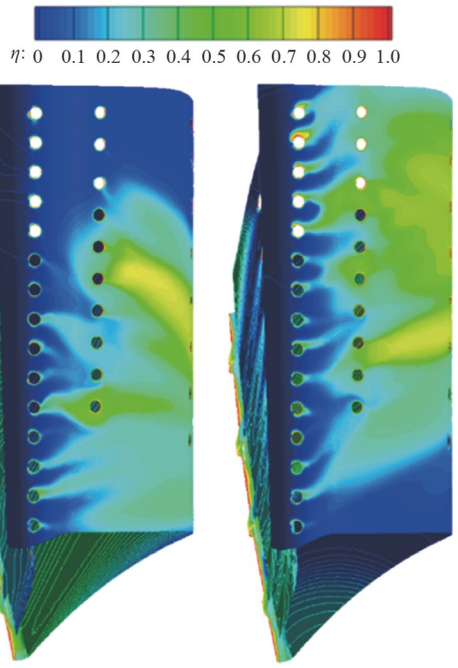



图6 前缘绝热气膜冷却效率分布

Fig.6 The film cooling effectiveness distribution on the leading edge

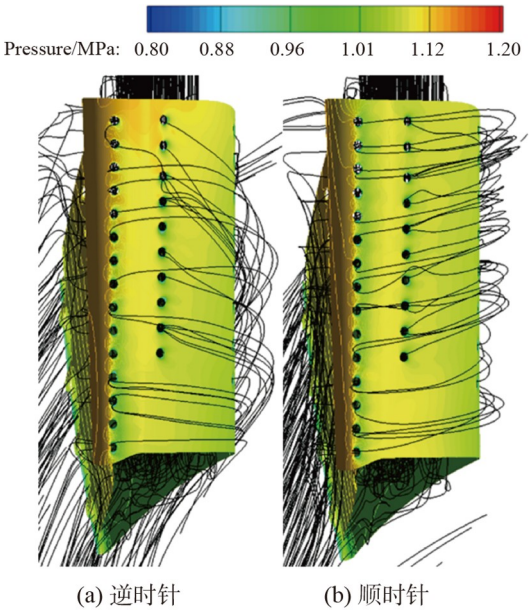



图7 前缘冷气出流轨迹

Fig.7 The coolant stream line on the leading edge

效率分布的不对称性更加明显。前缘吸力面侧靠近上端壁约占25%叶高的区域冷却效率较低,此处已经失去气膜的保护作用,而前缘吸力面侧靠近下端壁的区域冷却效率较高。旋流方向为顺时针时,前缘吸力面侧靠近下端壁约占15%叶高的区域冷却效率较低,前缘吸力面侧靠近上端壁的区域冷却效率较高。总体来看,顺时针条件下叶片前缘的绝热气膜冷却效率整体较高。

图7为不同旋流方向条件下的叶片前缘压力分布与二次流出流轨迹的数值仿真结果。可以发现,当旋流方向为逆时针时,在前缘吸力面侧,气膜出流轨迹向下端壁偏移;当旋流方向为顺时针时,在前缘吸力面侧,气膜出流轨迹向上端壁偏移,从而造成前缘气膜冷却效率分布的变化。

### 3.3 压力面气膜冷却效率

图8为进口旋流对涡轮导叶压力面气膜冷却效率的影响。当入口旋流方向为逆时针时,叶片压力面表面高冷却效率区域向叶片顶端处偏移,压力面下游叶根区域处气膜覆盖效果较差,气膜冷却效率较低;而入口旋流方向为顺时针时,压力面表面气膜向叶根偏转,导致叶片压力面中下游叶顶处气膜覆盖效果较差,气膜冷却效率较低。整体上看,旋流方向为逆时针时,导叶压力面冷却效率整体较高;旋流

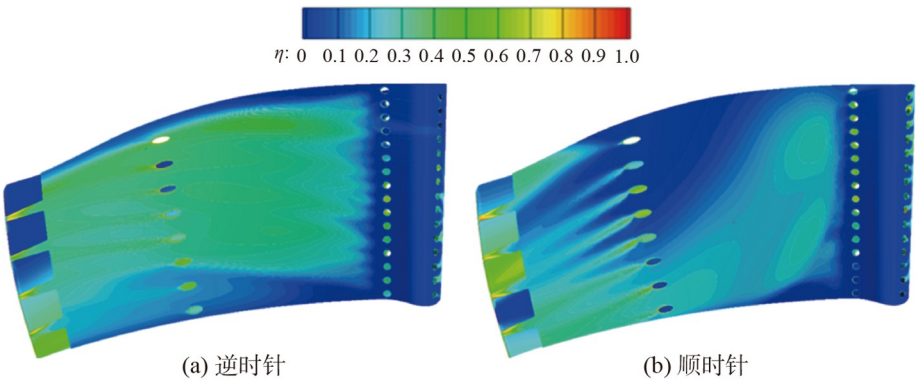



图8 压力面绝热气膜冷却效率分布

Fig.8 The film cooling effectiveness distribution on the pressure side

方向为顺时针时,导叶压力面冷却效率整体较低。

图9为不同旋流方向下叶片压力面表面的冷气流线图。可以看出,入口旋流方向对叶片压力面冷气流动影响较大。当入口旋流方向为逆时针时,叶片压力面表面冷气受到主流旋流的影响,整体向上偏转;而入口旋流方向为顺时针时,叶片压力面表面冷气整体向下偏转。并且与逆时针旋流相比,当旋流为顺时针时,压力面上部的冷气流线较为混乱,气膜冷却效率降低也较快。由图5分析可知,入口旋流为顺时针时,叶片压力面顶端位置处会出现旋流涡,该涡流的存在加快了压力面顶端区域冷气的耗散。

### 3.4　吸力面气膜冷却效率

图10为旋流方向对叶片吸力面表面气膜冷却效率的影响。可以看出,入口旋流方向为逆时针时,吸力面中部和叶根区域的冷却效率较高,尤其是在吸力面下游,冷气主要集中在叶根区域。这是由于吸力面冷气本就在叶栅通道涡的影响下有向叶根流动的趋势,在逆时针旋流的影响下,冷气向叶根偏转的现象加剧。在进口旋流为顺时针方向时,吸力面中部和叶顶区域的冷却效率较高。

图11为旋流方向对叶片吸力面压力分布以及流线的影响。入口旋流方向改变了叶片吸力面附近流体的流动方向,在旋流为逆时针方向时,叶片吸力面气膜孔冷气出流后向叶根方向偏转,在旋流为顺时针方向时,叶片吸力面气膜孔冷气出流后向叶顶方向偏转,从而造成了气膜冷却效率分布的不同。

### 3.5　面平均气膜冷却效率

图12为进口旋流对涡轮导叶各排气膜孔后面平均冷却效率的影响。可以看出,导向叶片的前缘区域的面平均气膜冷却效率整体上较低,压力面与吸力面的后部面平均气膜冷却效率均高于前部区域。导叶压力面的气膜冷却效率在旋流方向为逆时针条件下更高,前缘和吸力面的气膜冷却效率在旋流方向为顺时针条件下更高。

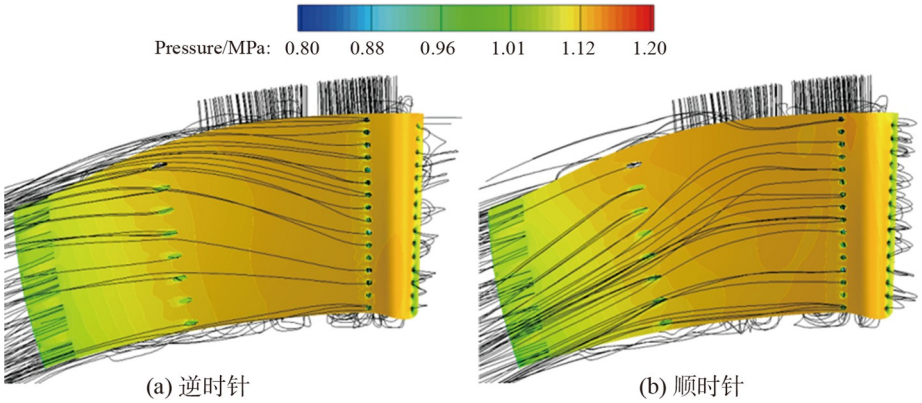



图9　压力面冷气出流轨迹

Fig.9　The coolant stream line on the pressure side

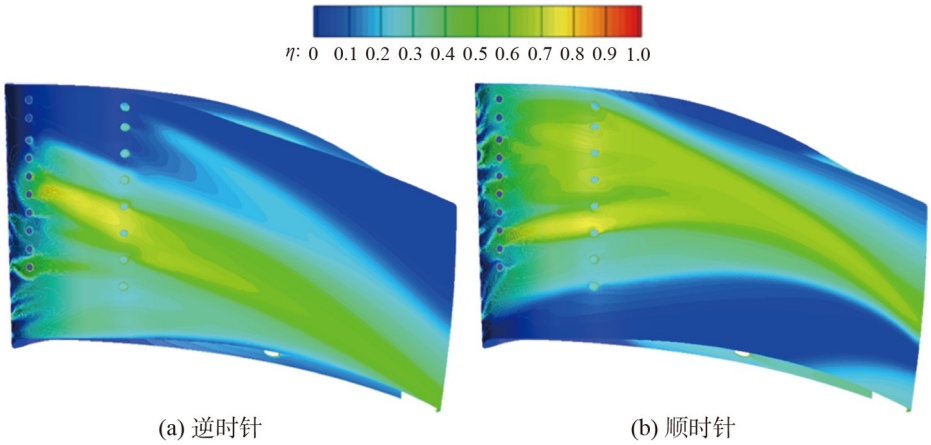



图10　吸力面绝热气膜冷却效率分布云图

Fig.10　The film cooling effectiveness distribution on the suction side

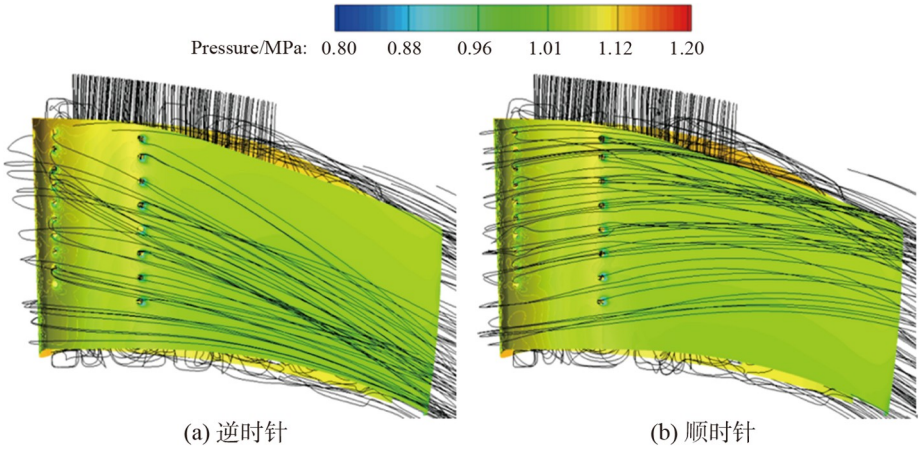



图11 吸力面绝热气膜冷却效率分布

Fig.11 The coolant stream line on the suction side

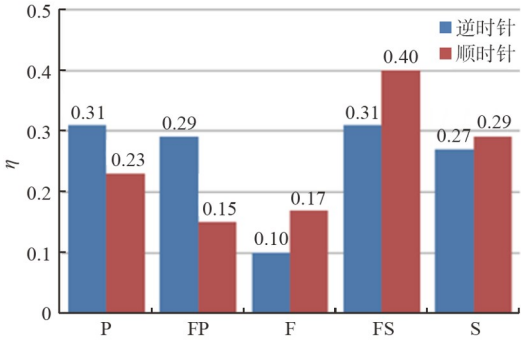



图12 气膜孔排后面平均气膜冷却效率

Fig.12 The area averaged film cooling effectiveness in the downstream of film hole rows

## 4 结论

通过数值模拟的方法分析了不同进口旋流方向对涡轮导叶全气膜冷却效率的影响,主要结论如下:

(1) 进口旋流方向对导叶气膜冷却效率的影响明显,且不同区域的冷却效率受旋流方向的影响规律不同。

(2) 逆时针旋流使前缘和吸力面冷气向叶根方向偏转,压力面冷气向叶顶方向偏转;顺时针旋流使前缘和吸力面冷气向叶顶方向偏转,压力面冷气向叶根方向偏转。

(3) 整体上看,导叶压力面的气膜冷却效率在旋流方向为逆时针条件下更高;前缘和吸力面的气膜冷却效率在旋流方向为顺时针条件下更高。

## 参考文献:

[1] QURESHI I,SMITH A D,POVEY T. HP vane aerodynamics and heat transfer in the presence of aggressive inlet swirl[J]. Journal of Turbomachinery,2013,135(2):021040.

[2] QURESHI I,BERETTA A,CHANA K,et al. Effect of aggressive inlet swirl on heat transfer and aerodynamics in an unshrouded transonic HP turbine[J]. Journal of Turbomachinery,2012,134(6):061023.

[3] PYLIOURAS S,SCHIFFER H P,JANKE E,et al. Effects of non-uniform combustor exit flow on turbine aerodynamics[R]. ASME GT2012-69327,2012.

[4] KHANAL B,HE L,NORTHALL J,et al. Analysis of radial migration of hot-streak in swirling flow through high-pressure turbine stage[J]. Journal of Turbomachinery,2013,135(4):041055.

[5] SCHMID G,SCHIFFER H P. Numerical investigation of inlet swirl in a turbine cascade[R]. ASME GT2012-69397,2012.

[6] GILLER L,SCHIFFER H P. Interaction between the combustor swirl and the high pressure stator of a turbine [R]. ASME GT2012-69157,2012.

[7] 刘兆方,王志多,丰镇平. 燃气透平进口旋流对热斑迁移及动叶热负荷影响的研究[J]. 工程热物理学报,2016,37(8):1641–1647.

[8] 蒋洪德, 任 静,尹 洪. 燃气轮机燃烧室与透平交互作用研究进展[J]. 热力透平,2013,42(4):211–216.

[9] YIN Hong,QIN Yanmin,REN Jing,et al. Effect of inlet swirl on the model leading edge of turbine vane[R]. ASME GT2013-94471,2013.

[10] 张 扬, 李毅飞,袁 新. 进口旋流对透平双通道叶栅端壁气膜冷却的影响[J]. 工程热物理学报,2017,38(1):81–86.

[11] ZHOU Yang,ZHANG Yang,SU Xinrong,et al. Effect of inlet rotating swirl on endwall film cooling for two representative hole arrangements[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2018,31(5):1095–1108.

[12] 尹 洪,任 静,蒋洪德. 旋流条件对燃气轮机叶片流动传热特性的影响[J]. 工程热物理学报,2012,33(11):1868–1871.