

# 预旋喷嘴径向角度对预旋特性影响的数值研究

胡伟学, 王锁芳, 毛莎莎

(南京航空航天大学 能源与动力学院

航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

**摘 要:** 为了降低低位进气预旋流路的气动损失, 针对带有不同径向角度( $0^\circ \sim 30^\circ$ )预旋喷嘴的预旋系统进行了数值仿真, 并对流动特性、温降特性和比熵增特性进行了分析。结果表明: 随着预旋喷嘴径向角度的增大, 预旋系统无量纲温降先增大后减小, 流动阻力减小, 预旋系统的流量随之增大。旋转雷诺数为  $2.3 \times 10^7$  时, 预旋喷嘴带径向角度的预旋系统无量纲温降比传统喷嘴最大可提高 18.3%, 存在某一角度使预旋温降特性达到最好。预旋系统内的耗散主要发生在预旋腔和共转盘腔内, 径向角度为  $10^\circ$  时其比熵增变化量分别占整个预旋系统总体比熵增的 42.4% 和 30.2%; 合理设计预旋喷嘴的径向角度, 能改善预旋腔内气流的流动效果, 并且可以减少整个预旋系统的不可逆损失。

**关键词:** 喷嘴径向角度; 预旋系统; 流动特性; 温降特性; 比熵增

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

## Numerical study on influence of pre-swirl nozzle radial angles on pre-swirl characteristic

HU Weixue, WANG Suofang, MAO Shasha

(Key Laboratory of Aero-engine Thermal Environment and Structure,

Ministry of Industry and Information Technology,

College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** To reduce the aerodynamic loss in a low position pre-swirl system, numerical simulations were carried out to study the flow characteristics, temperature drop and specific entropy increment for pre-swirl system with nozzles radial angles from  $0^\circ$  to  $30^\circ$ . The results showed that non-dimensional temperature drop increased firstly and then decreased, and flow resistance reduced with the increasing pre-swirl nozzle radial angle bringing about the increase of mass flow rate. The non-dimensional temperature drop of pre-swirl system nozzles with radial angle most increased 18.3% than traditional nozzles when rotational Reynolds number was  $2.3 \times 10^7$ , and there was a certain angle that could lead to the best characteristics of temperature drop. The dissipative loss of the pre-swirl system mainly occurred in the pre-swirl cavity and the rotating cavity, making up 42.4% and 30.2% of the total specific entropy increment respectively when nozzles radial angle was  $10^\circ$ . It could improve the flow effects in pre-swirl cavity and reduce the loss of pre-swirl system if the nozzles radial angle was designed properly.

收稿日期: 2018-02-27

作者简介: 胡伟学(1994—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机热端部件冷却技术研究。

引用格式: 胡伟学, 王锁芳, 毛莎莎. 预旋喷嘴径向角度对预旋特性影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2019, 34(1): 84-91. HU Weixue, WANG Suofang, MAO Shasha. Numerical study on influence of pre-swirl nozzle radial angles on pre-swirl characteristic[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 84-91.

**Key words:** nozzle radial angle; pre-swirl system; flow characteristic; temperature drop characteristic; specific entropy increment

在现代航空发动机中,为了改善涡轮盘及涡轮叶片的冷却效果,冷却气体通常采用预旋结构进行供气。冷却气体从压气机中引出后,在预旋喷嘴中膨胀加速,使其产生一个与涡轮盘旋转方向相同的周向速度,冷却气体相对于涡轮盘和涡轮叶片的温度降低,从而提高了冷却效果。为了提高预旋性能,国内外学者对预旋系统开展了大量的研究。

Meierhofer 等<sup>[1]</sup>较早地研究了带有预旋进气的涡轮盘腔流动规律,通过试验验证了预旋可以降低冷气的相对总温。Lock 等<sup>[2-5]</sup>通过数值计算和试验的方法,对盖板式预旋系统的流动和换热特性进行了一系列较为全面的研究。Scricca 等<sup>[6]</sup>发现了预旋喷嘴的安装位置对预旋特性影响较大,在设计预旋系统时需要考虑喷嘴的安装位置。Javiya 等<sup>[7]</sup>对比了叶栅型和孔型两类预旋结构的性能特点,研究表明叶栅型预旋喷嘴在流量和速度等性能上略优于孔型预旋喷嘴。徐昊等<sup>[8]</sup>研究了存在掺混进气的盖板式预旋系统预旋特性,分析了预旋喷嘴的面积、预旋角度和喷嘴轴向长度对预旋系统温降的影响。王锁芳等<sup>[9]</sup>通过试验研究了高位预旋进气的转静盘腔换热,结果表明高位预旋进气对转盘外缘的冷却效果较好。林立等<sup>[10]</sup>对低位预旋进气转静系盘腔的流动特性进行研究,提出了角动量系数的概念,并发现角动量系数与湍流流动参数和预旋来流雷诺数有关。ZHANG Feng 等<sup>[11-13]</sup>研究了预旋喷嘴的长径比和预旋周向角度对预旋系统性能的影响。刘高文等<sup>[14-15]</sup>研究了长径比、压比、预旋角度对预旋孔流动特性的影响,研究发现长径比为 2.5 左右时预旋效率最高。预旋效率随着出气角度的减小而显著增大,最大增幅可达 10%。刘波等<sup>[16]</sup>对真实尺寸预旋喷嘴的流动特性进行试验研究,获得了喷嘴流量系数随压比的变化曲线和出口总压沿叶栅的变化曲线。丁水汀等<sup>[17]</sup>研究了预旋进气角度对旋转盘腔冷却效果的影响,发现进气预旋角度的变化改变了涡轮盘的应力水平,设计涡轮盘时需考虑预旋角度对涡轮盘安全性的影响。

国内外的研究表明,预旋系统中冷却流体的角动量主要来源于预旋喷嘴中,喷嘴对整个预旋系统的流动与温降特性具有非常重要的影响,因此对预旋喷嘴的研究尤为关键。国内外对预旋喷

嘴的研究主要集中在长径比、预旋角度及径向位置等方面,而对喷嘴的径向角度鲜有学者研究。对于低位进气预旋系统,预旋进气的径向位置较低,而气流从较高径向位置出流,产生的流动损失较大,将对整个预旋系统的温降与流阻特性产生不利影响。为了降低低位进气预旋流路的气动损失,本文设计了带有径向角度的预旋喷嘴结构,并对喷嘴径向角度的变化开展了数值研究,探索径向角度对预旋温降和流阻的影响规律,为预旋喷嘴的设计提供指导。

## 1 计算模型和方法

### 1.1 计算模型

对航空发动机低位盖板式预旋系统(如图 1 所示)进行适当简化,保留了接受孔、转静盘腔和共转盘腔等主要结构。冷却气体经过预旋喷嘴膨胀加速,其与共转盘腔转盘的相对速度变小,盖板上开设接收孔,冷却气体通过系统后进入涡轮叶片冷却通道。计算模型主要包括预旋喷嘴、预旋腔、接受孔、共转腔和供气狭缝,整个模型分为静止域和旋转域,交界面设置在预旋腔中间位置。预旋角  $\theta=30^\circ$ ,模型共有 36 个预旋喷嘴和接受孔沿周向均匀分布。由于模型的周期性,为减小计算量,取预旋系统的 1/36(1 个喷嘴对应 1 个接受孔)建立三维计算模型,不考虑上下封严泄漏的影响。

喷嘴径向角度  $\alpha$  的范围为  $0^\circ\sim 30^\circ$ , $\alpha$  是喷嘴

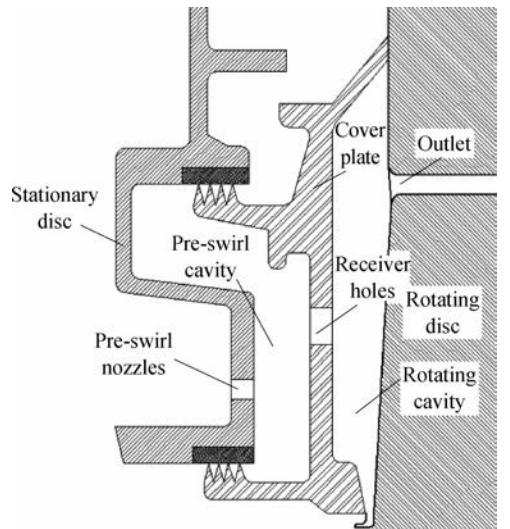


图 1 预旋系统结构

Fig. 1 Structure of pre-swirl system

轴线在盘面投影与盘面周向切线  $t$  的夹角,如图2所示。本模型中喷嘴预旋角度  $\theta$  是喷嘴轴线与其在盘面投影线的夹角,  $\theta=30^\circ$  保持不变。

预旋系统简化模型如图3所示,系统中参数利用共转腔外半径  $b$  无量纲化,共转腔内半径  $a/b=0.67$ ,工转腔宽度  $l_r/b=0.069$ ;预旋腔外半径  $r_b/b=0.93$ ,预旋腔内半径  $r_a/b=0.56$ ,预旋腔宽度  $l_s/b=0.046$ 。预旋喷嘴直径  $d_p/b=0.027$ ,径向位置  $r_p/b=0.65$ 。接受孔直径  $d_h/b=0.048$ ,径向位置  $r_h/b=0.83$ ,长度  $l_h/b=0.046$ 。冷却气体通过圆环形狭缝流出,狭缝宽度  $l_w/b=0.011$ ,长度  $l_o/b=0.069$ 。

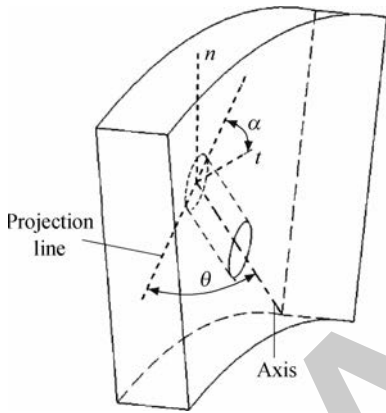


图2 喷嘴结构

Fig. 2 Structure of nozzle

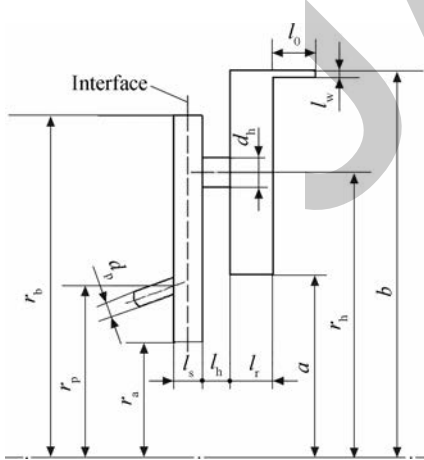


图3 简化模型

Fig. 3 Simplified model

## 1.2 网格划分与数值计算方法

采用ICEM软件对本计算模型进行网格划分,整个计算域采用四面体网格划分,对预旋喷嘴和近壁面等流动参数变化剧烈的区域采用局部加密,网格膨胀系数小于1.2,经计算,壁面  $y^+$  在

30~150之间。本文分别对不同网格数量的计算模型进行计算,无量纲温降  $\psi$  (定义见第2节)随网格数的变化趋势如图4所示,当网格数量超过140万后无量纲温降趋于稳定,满足独立性要求,最终选取网格数量为150万左右,如图5所示。

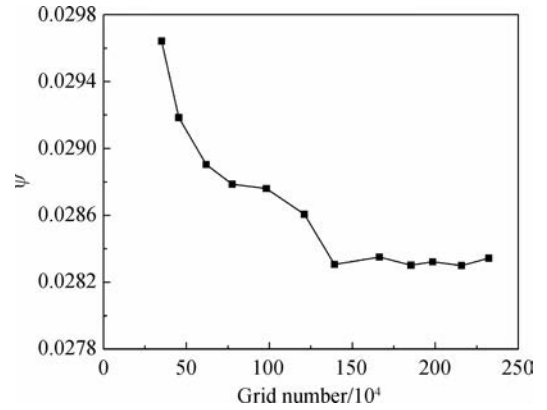


图4 无量纲温降随网格数量变化

Fig. 4 Non-dimensional temperature drop varying with grid number

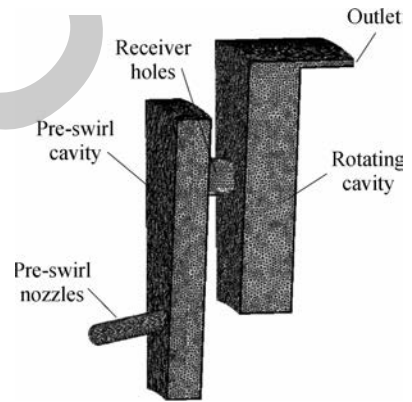


图5 计算模型

Fig. 5 Computational model

采用ANSYS CFX 17.2软件进行三维稳态计算,选用标准  $k-\epsilon$  湍流模型,Scalable壁面函数,转静交界面设置为 frozen rotor<sup>[18]</sup>,网格连接方式为GGI interface。为验证此数值计算方法的准确性,本文选取文献[19]的试验模型,此模型与本文模型均属于轴向预旋系统,采用本文的网格划分和计算方法计算了不同湍流模型下预旋腔内无量纲静压差  $\Delta p_{non}$  沿径向( $r$ )变化曲线,计算结果与试验结果对比如图6所示。结果表明,三种计算方法(分别为标准  $k-\epsilon$  湍流模型、 $k-\epsilon$  湍流模型、RNG(renormalization group)  $k-\epsilon$  湍流模型)与试验的趋势一致,但标准  $k-\epsilon$  湍流模型与试验吻合最好,因此本文选取的数值计算方法较为准确。

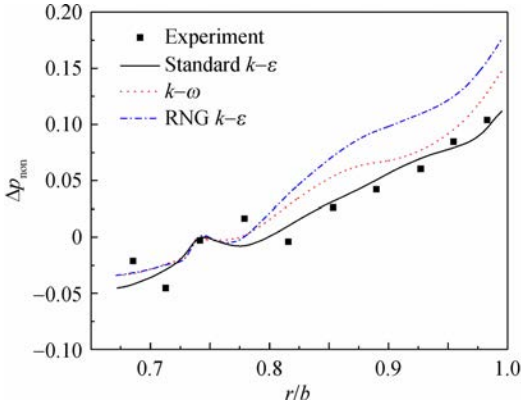


图 6 数值计算与试验验证

Fig. 6 Comparison of computed results and experimental data

### 1.3 边界条件

预旋喷嘴进口给定总压为 1418.55 kPa, 总温为 500 K, 冷却空气的黏度和导热系数按 Sutherland 公式随温度变化, 气流方向垂直于进口边界; 出口给定静压为 810.6 kPa。固体壁面均为绝热无滑移边界条件, 转静域交界面为预旋喷嘴出口和接受孔入口的中间截面, 转动壁面和转动域给定旋转角速度, 旋转角速度范围为 1 047.2 ~ 1 570.8 rad/s, 周期面设置为旋转周期性边界条件。

## 2 参数定义

旋转雷诺数

$$Re_{\phi} = \frac{\rho \Omega b^2}{\mu} \quad (1)$$

式中  $\rho$  为气体密度,  $b$  为共转腔外半径,  $\Omega$  为转盘旋转角速度,  $\mu$  为气体黏度。

无量纲质量流量

$$C_w = \frac{\dot{m}}{\mu b} \quad (2)$$

式中  $\dot{m}$  为冷却气体质量流量。

无量纲温降

$$\psi = \frac{T_{in}^* - T_{out}^*}{T_{in}^*} \quad (3)$$

式中  $T_{in}^*$  为预旋进口气流总温,  $T_{out}^*$  为预旋系统出口气流相对总温。

旋流比

$$\beta = \frac{V_{\phi}}{\Omega r} \quad (4)$$

式中  $V_{\phi}$  为气流切向绝对速度,  $r$  为当地旋转半径。

比熵增

$$\Delta s = \frac{\int (s_d + s_d') dV}{\dot{m}} \quad (5)$$

参考文献[20], 系统比熵产可分为直接耗散项  $s_d$  和湍流耗散项  $s_d'$ ,  $dV$  为流体体积微元, 相对于预旋系统进口, 系统内通过各元件单位质量流体的比熵增等于系统内直接耗散项加上湍流耗散项的体积分与主流流量之比。

## 3 计算结果分析

### 3.1 盘腔内气流流动特性

图 7 为  $Re_{\phi} = 2.3 \times 10^7$  时, 相同进出口参数下, 四种径向角度计算模型的中截面(经过接受孔)流场分布。从图中可以看出, 冷却气流经过喷嘴进入预旋腔后, 在盘腔的高半径位置处形成一个稳定且较大的涡系 1, 该涡系的大小及位置几乎不随喷嘴径向角度的变化而变化。在盘腔的较低半径位置处, 随着喷嘴径向角度的增大, 涡系逐渐出现,  $\alpha = 30^\circ$  时, 喷嘴附近形成涡 2 和涡 3 两个涡系, 这是因为气流的径向进气角过大, 引射作用增强, 喷嘴出口处附近的压力明显偏低, 加剧了高半径处气体的回流。

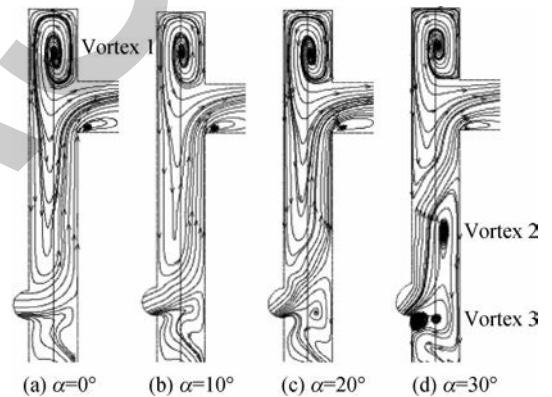


图 7 预旋腔内气流流线

Fig. 7 Streamlines in pre-swirl cavity

当喷嘴径向角度增大时, 预旋盘腔内气流的进气方向与径向的夹角逐渐减小, 气流的偏转角逐渐减小, 气流的流通效果变好, 此时虽然在喷嘴出口附近形成了多个涡系, 但气流几乎沿着直线的方向进入接受孔, 其受到的流动阻力比较小, 气流的流通性依然得到改善。

图 8 是  $Re_{\phi} = 2.3 \times 10^7$  时, 相同的进出口压力下, 喷嘴径向角度  $\alpha = 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$  四种角度时经过接受孔的中截面马赫数分布云图。预旋喷嘴出口的速度最大, 随后与预旋腔内的空气混合, 速度衰减, 预旋腔低半径位置出现气流低速区, 流速最低。喷嘴出口的气流速度随着喷嘴径向角度

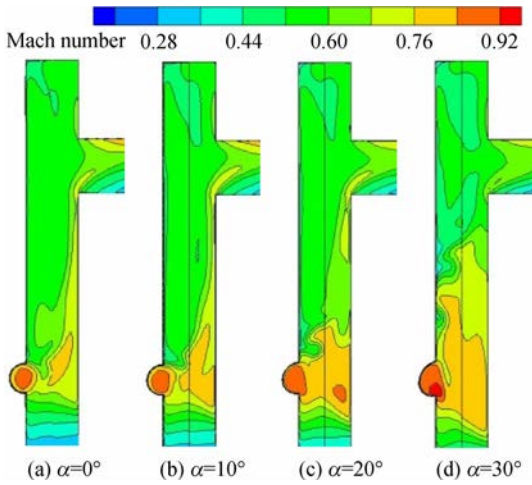


图8 预旋腔内气流马赫数分布

Fig. 8 Mach number of airflow in pre-swirl cavity

增大而不断增大,这是因为当喷嘴径向角度增大时,气流的流动性改善,使得整个预旋系统的流量系数不断增大,从而喷嘴的出口速度也随之变大。通过以上的分析发现,带有径向角度的预旋喷嘴,在相同进出口压力下可为冷却系统输送更多冷却介质。

图9是 $Re_\phi = 7.6 \times 10^6, 1.5 \times 10^7, 2.3 \times 10^7$ 三种旋转雷诺数下,系统出口无量纲质量流量随喷嘴径向角度变化规律图。从图中可以看出,随着喷嘴径向角度的增大,预旋系统的无量纲流量随之增大。在径向角度为 $20^\circ$ 附近时,系统流量增大的趋势最明显,而当喷嘴径向角继续增大时,流量变化的趋势逐渐变缓。结合图7预旋腔内的流线和图8预旋腔内的马赫数云图,可以解释流量增大的原因:喷嘴径向角度的增大改善了预旋腔内气流的流动性,压力损失减小,气体更容易通过高半径位置处的接受孔,系统流量增大。由

于进口面积一定,流量的增大导致了喷嘴进入腔内的速度增大。一般而言,当转盘的转速越大时,共转盘腔内的泵效应越强,转盘对气流的做功越多,这使得预旋系统的输运冷气能力增强,系统出口流量增大。

从图9中看出,在喷嘴径向角度为 $30^\circ$ 附近, $Re_\phi = 1.5 \times 10^7$ 和 $2.3 \times 10^7$ 两种转速下的流量几乎相等,这是因为此时的喷嘴径向角过大,气流从喷嘴进入盘腔后,径向的速度分量较大,当气体经过接受孔时,接受孔的上壁面会对气流产生较大的阻碍,系统流量反而减小。

### 3.2 预旋系统温降特性

图10是喷嘴预旋角为 $30^\circ$ ,三种旋转雷诺数下,预旋系统出口气流的无量纲温降随喷嘴径向角度变化趋势图。从图中可以发现,无量纲温降随旋转雷诺数的增大而先增大后减小,这是因为:当旋转雷诺数较低时,转盘转速较低,此时系统出口气流旋流比 $\beta$ 大于1,即出口气流周向分速度大于转盘转速;随着旋转雷诺数的增大,转盘转速逐渐增大,出口气流旋流比降低至1附近,此时气流的相对速度最小,冷却气流相对转盘的总温最低,所以无量纲温降达到最大值;当旋转雷诺数继续增大时,盘腔结构对气流的做功增大,导致气体温度升变大,且系统出口气流周向分速度越来越落后于转盘转速,气流静温与相对动温均增大,无量纲温降随旋转雷诺数减小。当喷嘴径向角度逐渐增大时,系统的无量纲温降呈先增大后减小的趋势,在喷嘴径向角为 $10^\circ$ 附近时存在某一最佳角度使预旋温降特性达到最好。高转速状态下,喷嘴带径向角度的预旋温降系数比传统无径向角度预旋喷嘴最大可提高18.3%。但随着喷嘴径向角继续增大,系统的温降特性反而变差,这是因为气体经过预旋喷嘴加速后,随着喷嘴径向角度的

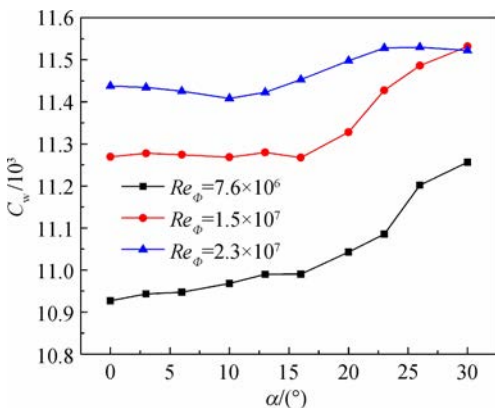
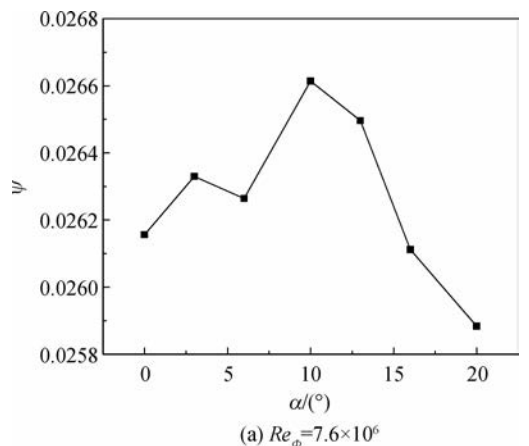
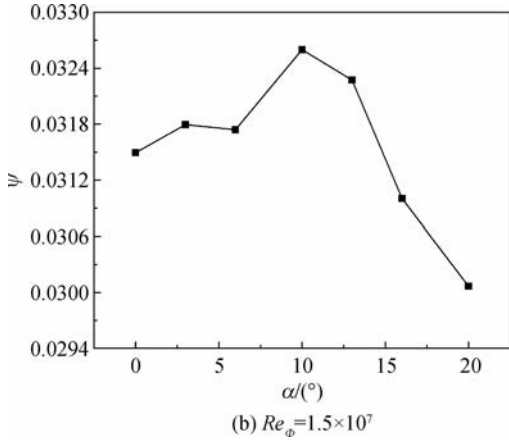


图9 无量纲质量流量随喷嘴径向角度的变化

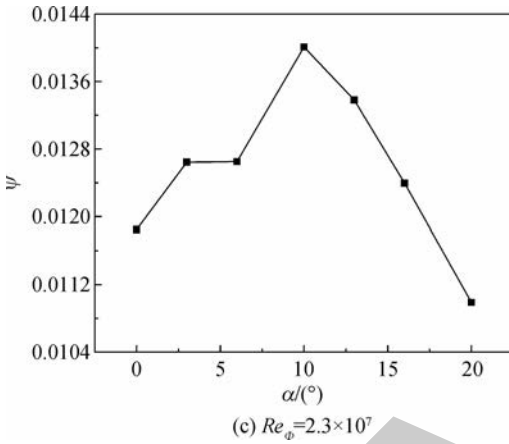
Fig. 9 Non-dimensional mass flow rate varying with nozzles radial angle

(a)  $Re_\phi = 7.6 \times 10^6$





(b)  $Re_\phi=1.5\times 10^7$



(c)  $Re_\phi=2.3\times 10^7$

图 10 无量纲温降随喷嘴径向角度的变化  
Fig. 10 Non-dimensional temperature drop varying with nozzles radial angle

增大,气流的径向分速度(即轴心指向涡轮盘外缘方向速度)占比增大,而气流的周向分速度(与图 2 中周向切线  $t$  平行方向速度)减小,导致出口位置气流周向分速度落后于转盘转速的差值逐渐增大,气流相对速度增大,系统出口气流旋流比减小,相对总温增大。如图 11 所示为  $Re_\phi = 2.3 \times 10^7$  时旋流比分布云图。可以发现,径向角度  $\alpha =$

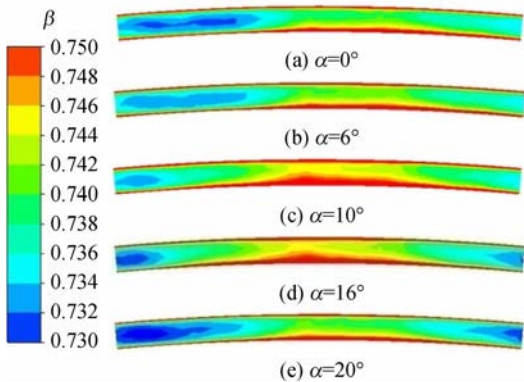


图 11 出口旋流比分布

Fig. 11 Airflow swirl ratio of outlet

10°时的出口气流平均旋流比最大,即此时气流与转盘的相对速度最小,冷却气体相对于转盘的温度最低,故系统温降较好。当  $\alpha > 10^\circ$  时,随着  $\alpha$  的增大,出口气流平均旋流比逐渐减小,即气流绝对切向速度不足,其落后转盘的趋势逐渐加大。气流旋流比随径向角度变化规律与无量纲温降相同,两者变化规律的原因也相类似。

### 3.3 比熵增特性规律

由式(5)可知,预旋系统的比熵增与系统内冷却气流的能量耗散有直接关系,在开口系不可逆绝热且冷气流量不变过程中,由于存在着不可逆因素引起耗散效应,使损失的机械功转化为热能(耗散热)被工质吸收,导致系统的比熵必增大,且过程中不可逆损失越大,耗散热越大,比熵增也越大。图 12 是  $Re_\phi = 2.3 \times 10^7$  条件下,预旋系统中几个主要截面相对于进口处的平均比熵增,其中横坐标为截面与系统进口的轴向距离  $x$ ,按流路排序几个截面分别是预旋喷嘴进口、预旋喷嘴出口、接受孔进口、接受孔出口、出气狭缝进口和系统出口。图 13 是预旋系统中截面(经过喷嘴和接受孔)的气流比熵  $s$  分布云图。

从图 12 中可以看出,带有不同径向角喷嘴结构的四种预旋系统盘腔内,比熵增随轴向距离的变化规律相同。随着轴向距离的增大,比熵增逐渐增大,其中在预旋腔和共转腔内比熵增较大,其变化量分别占整个预旋系统总体比熵增的 42.4% 和 30.2% 左右,其他主要结构占比如表 1 所示。这说明预旋系统内的耗散损失主要发生在预旋腔和共转腔内,如图 13 所示,在预旋腔内,

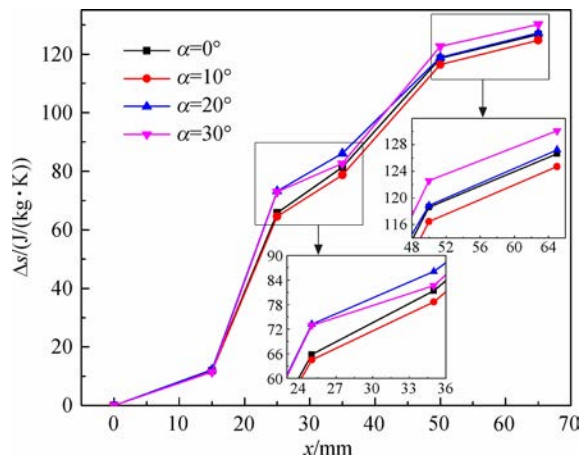


图 12 各截面平均比熵增变化曲线

Fig. 12 Average specific entropy increment of different sections

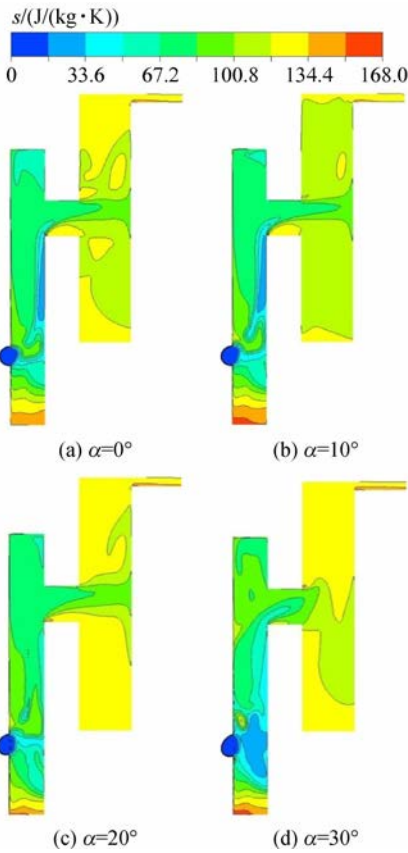


图 13 中截面比熵

Fig. 13 Specific entropy of the middle section

表 1 预旋系统主要结构比熵增占比

Table 1 Percentage of specific entropy increment occupies entirety of pre-swirl system

结构	比熵增占比/%
预旋喷嘴	9.4
预旋腔	42.4
接受孔	11.4
共转腔	30.2
出气狭缝	6.6

冷却气体比熵的变化较为剧烈,尤其在喷嘴出口附近,气体比熵增最明显,这是由于气流从喷嘴射流后高速进入预旋腔中,与腔内的低速气体混合,经黏性耗散与碰撞后产生较大的不可逆速度损失,从而比熵变化剧烈。在预旋腔低半径位置处存在比熵较大区域,这与图 8 中的马赫数分布规律相对应,此处不在气流主流路上,气体流动性较差,故速度损失最大。

对比四种径向角的预旋系统比熵增,可以发现,径向角度的变化导致比熵增不同的主要原因是预旋腔内的流动差异,气流在其他通流元件的

损失大小基本相同,带有径向角的预旋喷嘴能改善预旋腔内的流动效果。从图 13 可看出,四种径向角度的预旋系统静比熵分布规律类似,冷却气体经过接受孔后射流冲击转盘表面,动量变化剧烈,共转腔内的耗散主要来源于此。 $\alpha=10^\circ$ 时出口平均比熵增最小,即耗散损失均小于其他三种角度,这与上述温降特性规律一致,而 $\alpha=30^\circ$ 时系统比熵增最大,结合图 7 预旋腔内的流线图,出现此现象的原因是预旋腔内的涡系复杂,气流回流较多,导致耗散损失变大。

## 4 结 论

1) 径向角度增大时,预旋腔进气气流与径向的夹角逐渐减小,气流的流通效果变好。随着喷嘴径向角度的增大,预旋系统的流量随之增大。

2) 在旋转雷诺数  $Re_\phi = 2.3 \times 10^7$  时,喷嘴带径向角的预旋温降系数比传统无径向角预旋喷嘴最大可提高 18.3%。当喷嘴径向角度逐渐增大时,系统的无量纲温降呈先增大后减小的趋势,存在某一最佳角度使得预旋温降特性最好。

3) 预旋系统内的耗散主要发生在预旋腔和共转腔内, $Re_\phi = 2.3 \times 10^7$  时其变化量分别占整个预旋系统总体比熵增的 42.4% 和 30.2% 左右, $\alpha=10^\circ$  时耗散最小,这与上述温降特性规律一致,合理设计喷嘴的径向角度,能改善预旋腔内的流动特性,达到减少损失的效果。

## 参考文献:

- [1] MEIERHOFER B, FRANKLIN C J. Investigation of a preswirl cooling airflow to a turbine disc by measuring the air temperature in the rotating channels[R]. ASME Paper 1981-GT-132, 1981.
- [2] LOCK G D, WILSON M, OWEN J M. Influence of fluid dynamics on heat transfer in a preswirl rotating-disk system[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 127(4): 791-797.
- [3] KARNAHL J, Von WOLFERSDORF J, THAM K, et al. Computational fluid dynamics simulations of flow and heat transfer in a preswirl system: influence of rotating-stationary domain interface[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134(5): 110-115.
- [4] JAVIYA U, CHEW J W, HILLS N J, et al. CFD analysis of flow and heat transfer in a direct transfer preswirl system[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(3): 031017. 1-031017. 9.
- [5] LOCK G D, YAN Y, NEWTON P J, et al. Heat transfer measurements using liquid crystals in a preswirl rotating-disk system[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines

- and Power, 2005, 127(2): 375-382.
- [6] SCRICCA J A, MOORE K D. Effects of 'cooled' cooling air on pre-swirl nozzle design[R]. Cleveland, US: Aircraft Propulsion and Power, 2006-214329/vol1, 2006.
- [7] JAVIYA U, CHEW J, HILLS N, et al. A comparative study of cascade vanes and drilled nozzle designs for pre-swirl[R]. ASME Paper 2011-GT-46006, 2011.
- [8] 徐昊, 王锁芳. 预旋喷嘴对预旋系统温降特性的数值研究[J]. 重庆理工大学学报, 2015, 29(3): 30-36.  
XU Hao, WANG Suofang. Numerical research on influences of pre-swirl nozzles on temperature reduction characteristic of pre-swirl system[J]. Journal of Chongqing University of Technology, 2015, 29(3): 30-36. (in Chinese)
- [9] 王锁芳, 朱强华, 张羽, 等. 预旋进气位置对转静盘腔换热影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1227-1232.  
WANG Suofang, ZHU Qianghua, ZHANG Yu, et al. Experimental study on heat transfer in rotor-stator cavity with high-positioned pre-swirl inflow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1227-1232. (in Chinese)
- [10] 林立, 谭勤学, 吴康. 低位预旋进气转静系盘腔流动特性研究[J]. 推进技术, 2016, 37(2): 258-265.  
LIN Li, TAN Qinxue, WU Kang. Study of flow dynamics in rotor-stator cavity with low-radius preswirl inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(2): 258-265. (in Chinese)
- [11] ZHANG Feng, WANG Xinjun, LIAO Gaoliang, et al. Computational fluid dynamics analysis for effect of length to diameter ratio of nozzles on performance of pre-swirl systems[J]. Journal of Power and Energy, 2015, 229(4): 381-392.
- [12] ZHANG Feng, WANG Xinjun, LI Jun. Numerical investigation of flow and heat transfer characteristics in radial pre-swirl system with different pre-swirl nozzle angles[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 95(4): 984-995.
- [13] ZHANG Feng, WANG Xinjun, LI Jun. Numerical investigation on the flow and heat transfer characteristics in radial pre-swirl system with different fillet radius at the junction of inlet cavity and nozzle[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 106(8): 1165-1175.
- [14] 刘高文, 张林, 务卫涛, 等. 长径比对预旋孔流动特性影响的数值研究[J]. 推进技术, 2013, 34(5): 644-650.  
LIU Gaowen, ZHANG Lin, WU Weitao, et al. Numerical simulations on the flow characteristics of the pre-swirl nozzle with different length-to-diameter ratios[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(5): 644-650. (in Chinese)
- [15] 刘高文, 李碧云, 蒋兆午, 等. 预旋角度对预旋孔流动特性的影响[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 740-746.  
LIU Gaowen, LI Biyun, JIANG Zhaowu, et al. Effects of pre-swirl angle on flow characteristics of pre-swirl nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(5): 740-746. (in Chinese)
- [16] 刘波, 王永红. 预旋喷嘴流动特性试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(3): 45-46.  
LIU Bo, WANG Yonghong. Experimental investigation of flow characteristics in pre-swirl nozzles[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(3): 45-46. (in Chinese)
- [17] 丁水汀, 李焱, 张弓. 旋转盘腔预旋角度的敏感性分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2251-2257.  
DING Shuiting, LI Ye, ZHANG Gong. Sensibility analysis of inlet pre-swirl angle in the rotating cavity[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2251-2257. (in Chinese)
- [18] 祝昭. 转/静交界面处理方法研究及涡轮结构与气动分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [19] YAN Youyou, GORD M F, LOCK G D, et al. Fluid dynamics of a pre-swirl rotor-stator system[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4): 805-813.
- [20] KOCK F, HERWIG H. Entropy generation calculation for turbulent shear flows and their implementation in CFD codes[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2005, 26(4): 672-680.

(编辑: 陈 越)