

狭缝型接受孔对径向预旋系统的影响

张 凯, 王锁芳, 侯晓亭, 韦光礼
(南京航空航天大学 能源与动力学院
航空发动机热环境热结构工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为提高径向预旋系统温降减少系统的流动损失,运用数值模拟方法对比分析不同长宽比的狭缝型接受孔及传统直孔型接受孔对预旋系统温降流阻特性的影响。结果表明,随着狭缝长宽比在 1~10 范围内增加,接受孔有效流通面积增大,喷嘴出口气流速及系统无量纲质量流量均增大;当旋转雷诺数大于 2.6×10^6 时,系统温降随着狭缝长宽比的增加而增加,总压损失随之先增加后趋于稳定。长宽比为 6~10 的狭缝型接受孔较传统直孔型接受孔有更高的温降及较高的压力损失。当旋转雷诺数等于 7.9×10^6 ,长宽比为 10 的狭缝式接受孔较传统直孔接受孔系统温降系数增加 36.7%,总压损失系数增加 2.2%。

关 键 词: 径向预旋; 接受孔; 共转腔; 温降系数; 压力损失
中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Influence of slit type receiver holes on radial pre-swirl system

ZHANG Kai, WANG Suofang, HOU Xiaoting, WEI Guangli
(Aero-engine Thermal Environment and Structure Key Laboratory of
Ministry of Industry and Information Technology,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve the temperature drop of radial pre-swirl system and reduce the flow loss of the system, numerical simulation was carried out to compare the characteristics of temperature reduction and flow losses of different aspect ratio slits with traditional straight hole type receiver holes. Results indicated that the receiver hole effective flow area increased with the slit aspect ratio increase within the range of 1—10, the flow velocity of the nozzle outlet and the dimensionless mass flow of the system also increased; when the rotational Reynolds number was bigger than 2.6×10^6 , the temperature drop of the system increased with the increase of slit aspect ratio, the total pressure loss increased at first and then became stable gradually. The slit-type receiver holes with aspect ratio of 6—10 had much higher temperature drop and higher pressure loss than traditional receiver holes. When rotational Reynolds number was 7.9×10^6 and the slit type receiver holes aspect ratio was 10, the temperature drop coefficient increased by 36.7% and total pressure loss coefficient increased by 2.2% compared with the traditional straight hole receiver holes.

收稿日期: 2019-11-26
基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0011-0037)
作者简介: 张凯(1996—),男,硕士生,主要从事航空发动机空气系统研究。

引用格式: 张凯,王锁芳,侯晓亭,等.狭缝型接受孔对径向预旋系统的影响[J].航空动力学报,2020,35(5):983-991. ZHANG Kai, WANG Suofang, HOU Xiaoting, et al. Influence of slit type receiver holes on radial pre-swirl system[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 983-991.

Key words: radial pre-swirl; receiver holes; co-rotating cavity; temperature drop coefficient; pressure loss

航空发动机涡轮叶片冷却空气的引入,主要采用预旋的方法。其原理为冷气通过预旋喷嘴发生偏转,使冷气的周向速度与涡轮盘转动方向一致,从而降低冷气相对于涡轮叶片的总温。为提高预旋系统的性能,国内外学者对预旋系统开展了大量研究。

Jarzombek 等^[1]通过数值计算与试验研究了盘腔高度、盘腔间距对转静盘腔流动的影响规律。Karabay 等^[2]对轴向盖板式预旋系统的流动特性进行分析研究,发现气流旋流比是影响预旋系统整体性能的重要参数。Granovskiyy 等^[3]对径向预旋系统中预旋喷嘴处于不同轴向位置进行了分析研究,发现气流温降、压降趋于一致,而系统内流动结构差异很大。Yan 等^[4]对直导式预旋系统中接受孔流量系数及盘腔内压力损失进行了数值与试验研究。Dittmann 等^[5]通过试验研究了转速和压比对预旋喷嘴和接受孔流量系数的影响,并发现接受孔倒圆角可以提高预旋系统流量系数。Lewis 等^[6]通过数值模拟对不同旋流比条件下预旋系统的流动与换热进行了研究,发现接受孔入口处气流旋流比受上游系统进口旋流比的影响较大。Elsadi 等^[7]等运用数值模拟方法研究了接受孔径向位置对径向预旋系统特性的影响。Liu 等^[8]对叶栅型接受孔进行了数值模拟计算,研究发现叶栅型接受孔可以提高轴向盖板式预旋系统温降及降低系统流动损失。刘高文等^[9]对孔型预旋喷嘴进行了研究,发现当预旋喷嘴长径比为 2.5 左右时,预旋效率最高。吴衡等^[10]根据数值计算结果,运用熵分析法对轴向盖板式预旋系统进行分析,研究发现供气孔处熵增最大。胡伟学等^[11]通过数值计算对预旋喷嘴的径向角度进行了分析研究,得出预旋喷嘴存在最佳径向角度的结论。王锁芳等^[12]对预旋喷嘴处于不同径向位置下的转静盘腔内的流动与换热进行了数值研究。陈帆等^[13]研究发现增大接受孔角度可以提高轴向盖板式预旋系统的温降。张建超等^[14-15]研究了直孔型接受孔面积、长径比、径向位置等对预旋系统的影响。侯伟韬等^[16]研究了不同接受孔周向角度对转静盘腔内流动特性的影响,发现接受孔流量系数随着其周向倾角的增大而增大。余建军^[17]研究了喷嘴结构形式、接受孔个数对径向预旋系统流动的影响,并对径向预旋与轴向预旋

系统流动特性进行对比分析。

国内外研究者对预旋角度、接受孔角度以及其位置等对于预旋系统的流动与换热的影响进行了系统研究,得出了重要的规律。对于接受孔形状对径向预旋系统特性的影响则鲜有学者研究,接受孔作为径向预旋系统中重要的旋转元件,而传统直孔型接受孔因气流与其旋转壁面的速度差较大会产生很大的流动损失。本文经狭缝结构在航空发动机热端部件强化换热的运用^[18-20]启发,提出一种新型式的狭缝型接受孔结构;同时研究狭缝型接受孔结构对径向预旋系统的流动与温降的影响,为径向预旋系统结构优化设计提供参考。

1 模型及计算方法

1.1 计算模型

航空发动机径向预旋系统实物模型如图 1 所示,冷气经进气腔流入预旋喷嘴,冷气在预旋喷嘴内膨胀加速产生一定的周向速度,在预旋腔内径向入流后通过接受孔进入共转腔,先沿共转腔轴向流动而后径向外流进入供气孔,为涡轮叶片冷却提供低温高压空气。

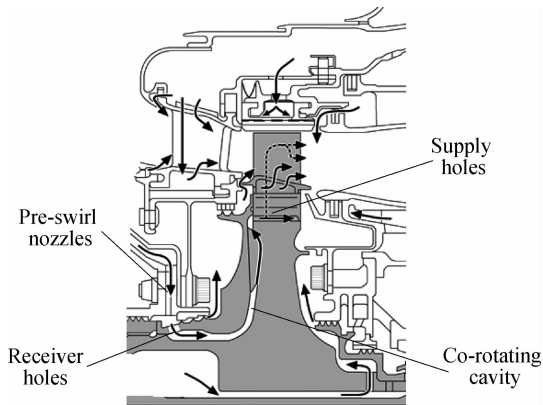


图 1 径向预旋系统结构

Fig. 1 Structure of radial pre-swirl system

对径向预旋系统进行适当简化,忽略封严对系统的影响。简化后径向预旋系统计算模型如图 2 所示,主要由进气腔、预旋喷嘴、预旋腔、接受孔、共转腔及供气孔构成。计算模型可分为静止域和旋转域,转静交界面为预旋腔的径向中间截面。根据模型的周期性,为提高计算效率,取径向

预旋系统模型的 1/6 进行计算。在所取计算模型中,预旋喷嘴为 3 个,接受孔为 3 个,供气孔为 5 个,均沿周向均匀分布。喷嘴预旋角 θ 为 15° 。

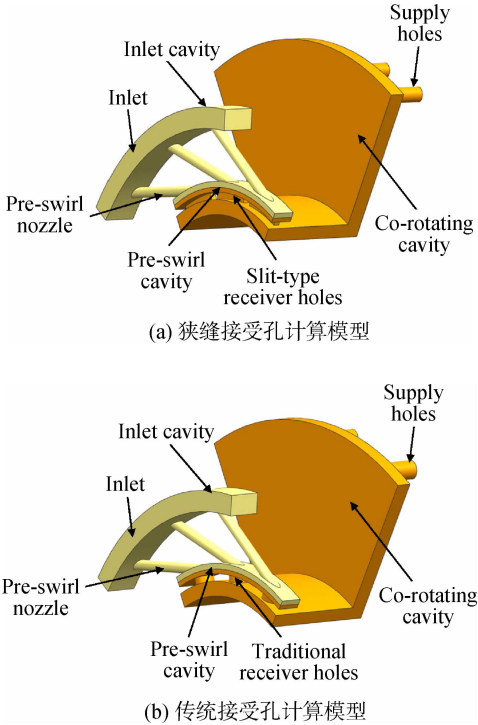


图 2 计算模型

Fig. 2 Computational model

径向预旋系统的相关结构标识如图 3 所示,图中 D_r 为传统直孔型接受孔直径, D_n 为预旋喷嘴直径, R_n 为预旋喷嘴出口半径, S_{rr} 为共转腔宽度, D_s 为供气孔直径, L_s 为供气孔长度, b 为共转腔外半径,以供气孔所在位置半径 $R_s = 142\text{ mm}$ 进行结构参数的无量纲化,表 1 中所提及的无量纲参数均为其与 R_s 的比值。例如,喷嘴无量纲直径为喷嘴直径与供气孔所在位置半径的比值,即 D_n/D_s 。以传统直孔型接受孔为基准,保证接受孔流通面积及个数不变,分别取狭缝型接受孔长宽比 L_r/W_r 为 1、2、4、6、8、10。预旋喷嘴、接受孔等预旋系统主要结构无量纲化尺寸如表 1 所示。

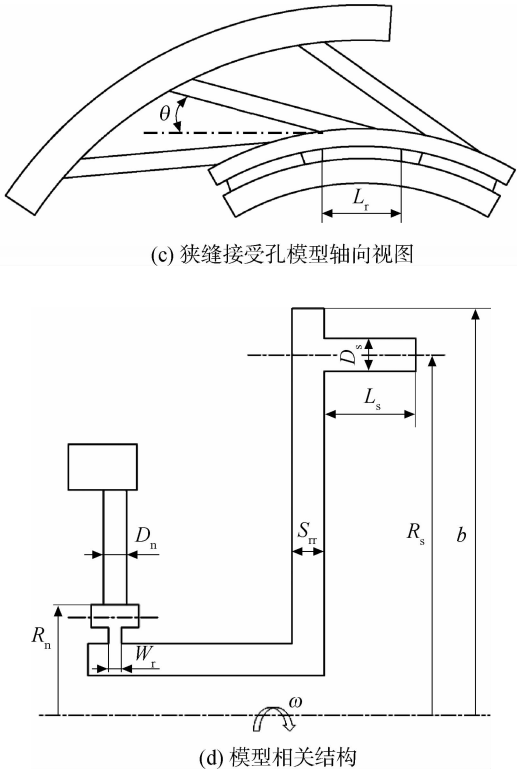
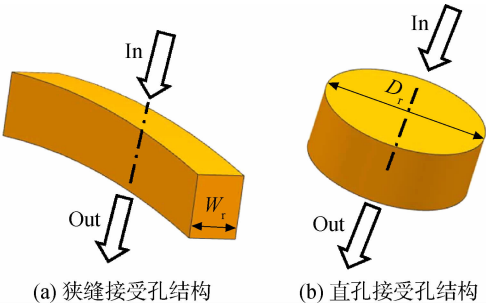


图 3 简化模型

Fig. 3 Simplified model

表 1 无量纲尺寸

Table 1 Dimensionless size

无量纲参数	比值
D_n/R_s	0. 017
S_{rr}/R_s	0. 049
b/R_s	1. 072
L_s/R_s	0. 141
R_n/R_s	0. 613
D_r/R_s	0. 039
D_s/R_s	0. 025

1. 2 网格化分与计算方法

使用 ICEM 软件对静止域和旋转域模型分别进行网格划分,整个计算域均采用非结构化网格,壁面设置边界层网格数量为 10 层,第一层网格高度距壁面 0. 05 mm,网格增长率为 1. 2。经计算壁面处 y^+ 在 20~50 之间。选取网格数量为 20~160 万对模型进行网格无关性验证,如图 4 所示,无量纲压力损失系数、温降系数随网格数量的增加趋于稳定。当网格数量超过 100 万后无量纲压力损失系数、温降系数变化量很小,为节省计算资源,选取网格数量为 110 万。使用商用软件

CFX17.2 对模型进行三维稳态求解计算,本文计算模型与文献[15]中的模型均属于径向预旋系统结构,运用本文采用的网格划分与计算方法分别选用不同的湍流模型对文献[15]中的试验模型进行求解计算,由图 5 可知,RNG(renormalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型计算值和试验值相差较小,

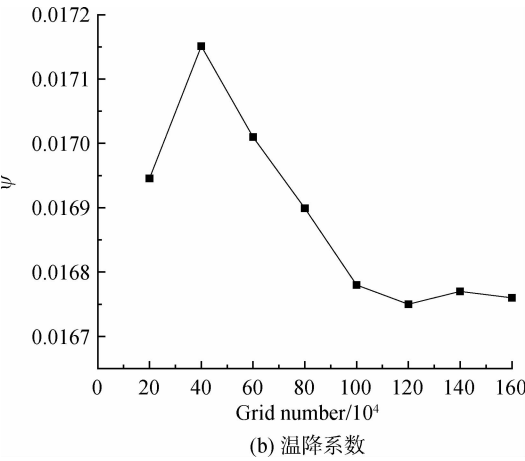
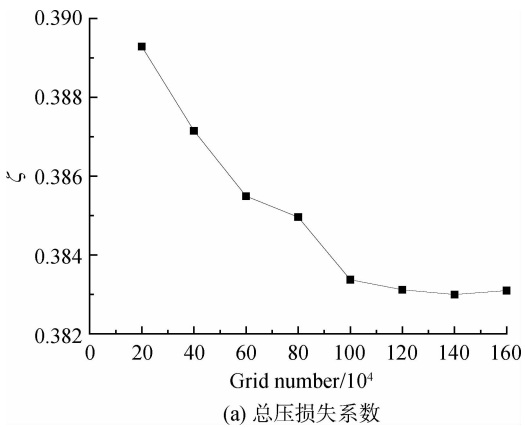


图 4 网格无关性验证

Fig. 4 Grid independence verification

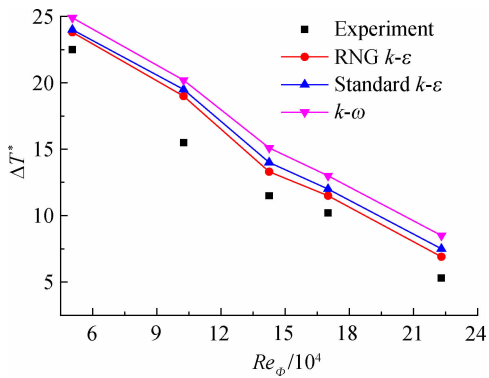


图 5 数值计算与试验验证

Fig. 5 Comparison of results and experimental data

并参考文献[15]中数值计算湍流模型的选择,故本文选择 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型。图中 Ψ 为温降系数, ζ 为总压损失系数, ΔT^* 为无量纲温降, Re_ϕ 为旋转雷诺数。

1.3 边界条件

给定预旋系统进口总压为 1.3596 MPa,总温为 750 K;系统出口给定静压为 0.80 MPa。旋转域角速度范围 523.6~1570.8 rad/s。转静交界面采用固定转子相位法(frozen rotor),设置为 general grid interface(GGI)。所有固体壁面均设置为绝热无滑移。模型中周期面设置为周期性边界条件。冷气为可压缩性流体。

2 参数定义

温降系数

$$\psi = \frac{T_{in}^* - T_{out,rel}^*}{T_{in}^*}$$
 (1)

其中 T_{in}^* 为冷气进口总温, $T_{out,rel}^*$ 为冷气出口相对总温。

无量纲温降

$$\Delta T^* = \frac{2c_p(T_{in}^* - T_{out,rel}^*)}{(\omega r_b)^2}$$
 (2)

其中 c_p 为冷气的比定压热容, r_b 为文献[15]中的计算模型接受孔进口径向位置。

总压损失系数

$$\zeta = \frac{p_{in}^* - p_{out,rel}^*}{p_{in}^*}$$
 (3)

其中 p_{in}^* 为冷气进口总压, $p_{out,rel}^*$ 为冷气出口相对总压。

无量纲质量流量

$$C_w = \frac{\dot{m}}{\mu b}$$
 (4)

其中 $\dot{m}$ 为系统出口气流质量流量, μ 为冷气动力黏度, b 为共转盘腔外半径。

旋流比

$$S_r = \frac{v_\varphi}{\omega r}$$
 (5)

其中 ω 为转盘旋转角速度, v_φ 为冷气绝对周向速度, r 为冷气当地半径位置。

旋转雷诺数

$$Re_\phi = \frac{\rho \omega b^2}{\mu}$$
 (6)

其中 ρ 为 QUOTE 冷气密度。

流量系数

$$C_d = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_i}$$
 (7)

$$\dot{m}_i = p_1^* A_p \cdot \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} \cdot \frac{1}{R_g T_1^*} \cdot \left[\left(\frac{p_2}{p_1^*} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_2}{p_1^*} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa}} \right]}$$

(8)

式中 $\dot{m}_i$ 为理想流量, p_1^* 、 T_1^* 分别为单元件进口总压和总温,(对于旋转单元件接受孔、供气孔,进口总压和总温均为相对值)。 p_2 为出口静压, A_p 为单元件流通面积, R_g 和 κ 分别为气体常数和等熵指数。

3 结果讨论与分析

3.1 气流流动特性

当旋转雷诺数为 $Re_\phi = 6.6 \times 10^6$ 时,不同接受孔结构下的计算模型转动域子午面流线及速度云图如图 6 所示。当狭缝型接受孔长宽比为 1 时,盘腔内流动结构与传统直孔相似,接受孔下游气流流向发生较大改变,部分气流回流而产生涡系 1,气流在共转腔径向外流时,气流周向速度逐渐减小并低于转盘线速度,转盘推动共转腔近壁面气流运动并形成涡系 2。随着狭缝型接受孔长宽比的增加,气流速度增大,气流与壁面产生激烈碰撞,接受孔下游出现涡系 3,且涡系 1、3 的强度随之增大,而共转腔内气流流速均较大,涡系 2 消失。

图 7 为旋转雷诺数 $Re_\phi = 6.6 \times 10^6$ 时,模型轴向截面流线及速度云图。气流经预旋喷嘴膨胀

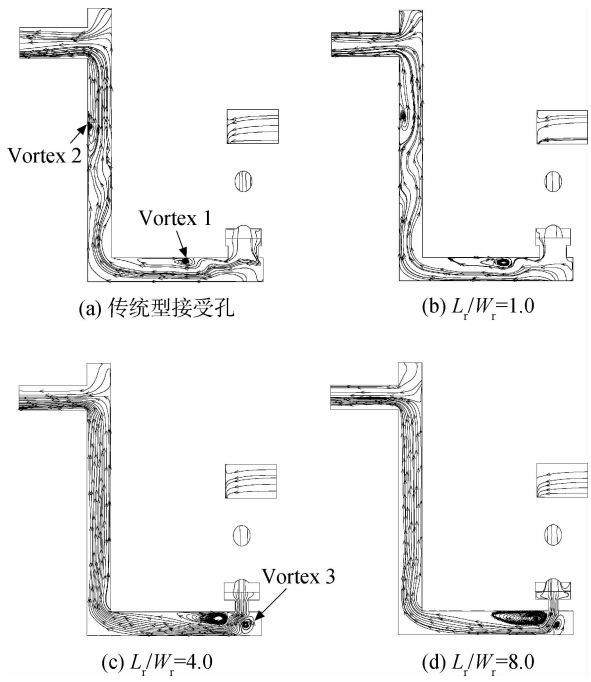


图 6 计算域内流线图

Fig. 6 Streamlines in the computational cavity

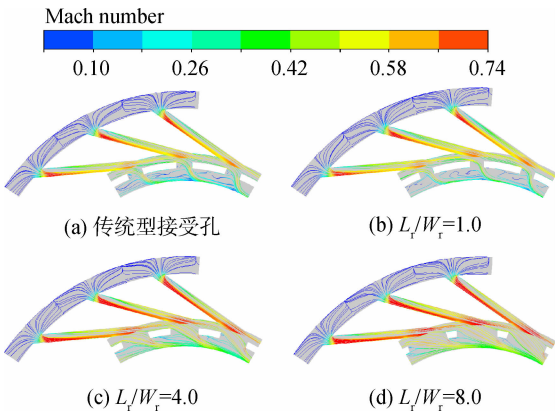


图 7 喷嘴-接受孔截面流线及速度云图

Fig. 7 Streamlines and velocity contour on nozzles-receiver holes middle plane

加速并产生一定的周向速度,在传统直孔型结构下,接受孔壁面对气流有较强的阻碍作用,从而使气流方向发生径向偏转。接受孔下游也因气流冲击壁面存在回流区,而在狭缝型接受孔结构下,壁面对气流的阻碍作用减弱,回流区也随狭缝长宽比的增加逐渐减小。狭缝结构比传统直孔有更大的气流有效流通面积,而且有效流通面积随着狭缝长宽比的增加而增加,流通面积的变化对上游预旋喷嘴产生影响,因此喷嘴出口气流流速增大。

图 8 是旋转雷诺数 $Re_\phi = 6.6 \times 10^6$ 时,预旋系统各元件进出口截面气流旋流比沿程变化曲线。(图中 A、B、C、D、E、F 分别代表喷嘴入口、喷嘴出口、接受孔入口、接受孔出口、供气孔入口、供气孔出口。)在不同接受孔结构下,流路内气流旋流比变化趋势大致相同。气流经预旋喷嘴偏转产生周向速度,旋流比增加;当进入接受孔后,接受孔壁面对气流有一定的导向作用,气流旋流比降低;而后气流在共转腔径向外流时,转盘当地

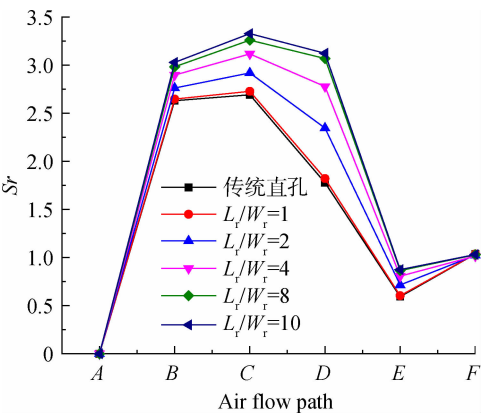


图 8 气流旋流比沿程变化曲线

Fig. 8 Swirl ratio of airflow changes on the flow path

线速度不断增大,气流旋流比迅速下降。狭缝型接受孔结构使喷嘴出口有更高的流速,喷嘴出口旋流比也相应较高。而且狭缝型接受孔壁面对气流导向作用较弱,从而使气流流出接受孔后,气流旋流比仍维持在较高水平。当旋转雷诺数为 $Re_{\phi}=6.6\times10^6$ 时狭缝型接受孔较传统直孔结构喷嘴出口、接受孔出口气流旋流比最大分别可提高15.1%、75.6%。

3.2 元件流量系数

预旋喷嘴、接受孔、供气孔在不同接受孔结构下的流量系数变化趋势如图9所示(为方便对比,传统直孔型接受孔在图中表示为 $L_r/W_r=0$,下同)。当狭缝长宽比为1时,预旋喷嘴、接受孔及供气孔流量系数与传统直孔结构下大致相同,这是因为其有效流通面积相近,从而对预旋系统元件内流动影响较为类似。在不同的旋转雷诺数下,随着狭缝长宽比逐渐增大,预旋喷嘴和接受孔流量系数均增加。因为接受孔有效流通面积的增加,使预旋喷嘴出口流通条件改善,同时减少了接受孔壁面对气流的阻碍作用。而供气孔的流量系数在不同的旋转雷诺数下随着狭缝长宽比的增加而不尽相同,当旋转雷诺数为 $Re_{\phi}=2.6\times10^6$ 供气孔的流量系数先增大后减小,而当旋转雷诺数较大时,供气孔流量系数先增大后趋于稳定。这是因为狭缝式接受孔结构使预旋喷嘴产生更大的出口流速,从而使共转腔内气流旋流比较高,在低旋转雷诺数条件下供气孔入口处旋流比也较高,流通性随之变差,而在高旋转雷诺数条件下,供气孔入口气流旋流比为1左右,供气孔流通性改善。在旋转雷诺数为 $Re_{\phi}=7.9\times10^6$ 狭缝长宽比为10时,预旋喷嘴、接受孔、供气孔流量系数分别比传统直孔型结构增大3.1%、9.5%、25.2%,比长宽比为6分别增大0.6%、2.9%、2.5%。

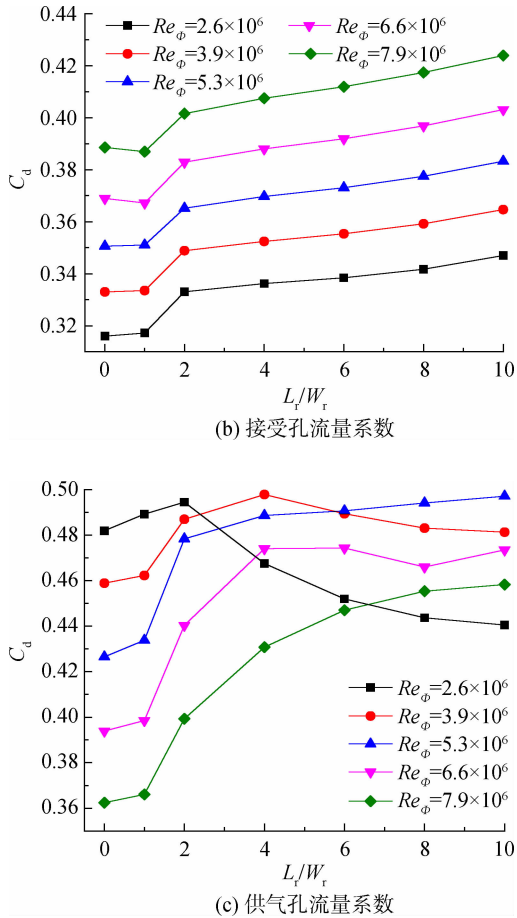
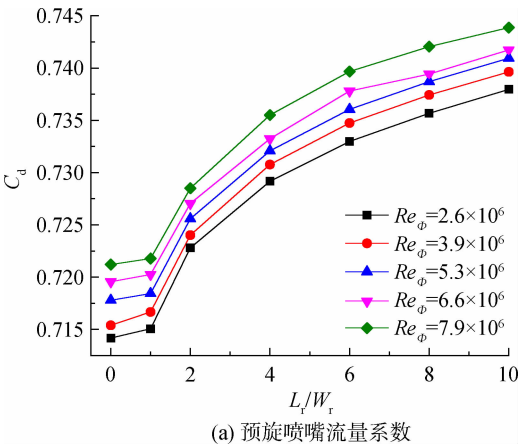


图 9 主要元件流量系数

Fig. 9 Discharge coefficient for main components

预旋系统无量纲质量流量在不同接受孔结构下的变化规律如图10所示,在不同接受孔结构下,随着旋转雷诺数的增加,预旋系统无量纲质量流量均逐渐增大。由于旋转雷诺数越大,盘腔对气流的旋转泵送效应越强,系统的质量流量也越大。在不同旋转雷诺数条件下,系统的无量纲质

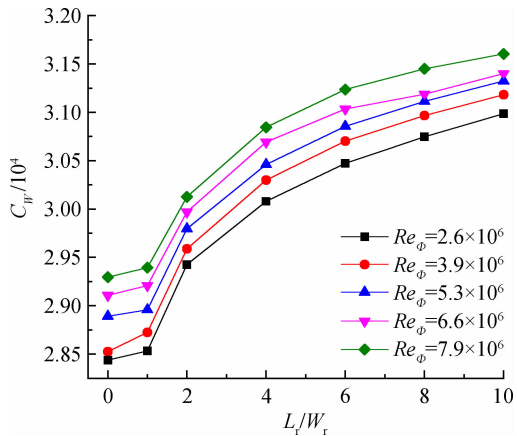


图 10 无量纲质量流量随接受孔变化曲线

Fig. 10 Dimensionless mass flow rate on different receiver holes

量流量均随着狭缝长宽比的增加而增加,且均大于传统直孔结构,但增加幅度逐渐减弱。这是因为狭缝式接受孔结构增大了气流有效流通面积,提高了预旋喷嘴、接受孔等元件的流量系数,从而使预旋系统整体流通性增强。当狭缝长宽比较大即气流有效流通面积达到一定值时,受喷嘴、共转腔等自身结构流通性限制,有效流通面积的增大对其影响效应逐渐减弱,系统无量纲质量流量增加幅度也随之减小。当旋转雷诺数为 $Re_\phi=7.9\times 10^6$,狭缝式接受孔较传统直孔系统无量纲质量流量最大可增加 7.9%;狭缝长宽比为 10 较长宽比为 6 时,系统无量纲质量流量仅增加 1.2%。

3.3 预旋系统温降与压力损失特性

图 11 是旋转雷诺数 $Re_\phi=6.6\times 10^6$ 时,转动域内气流相对总温 T_{rel}^* 分布云图,不同接受孔结构下转动域内气流变化趋势一致,气流在共转腔轴向出流时,气流相对总温几乎无变化,当气流径向外流时,由于存在离心温升,从而气流相对总温逐渐增加。因供气孔为轴向直通孔,受供气孔壁面作用,气流在供气孔内会随之同步转动,则供气孔内气流相对总温变化较小。随着狭缝长宽比的增加,喷嘴出口流速增加,静温降低,接受孔进口

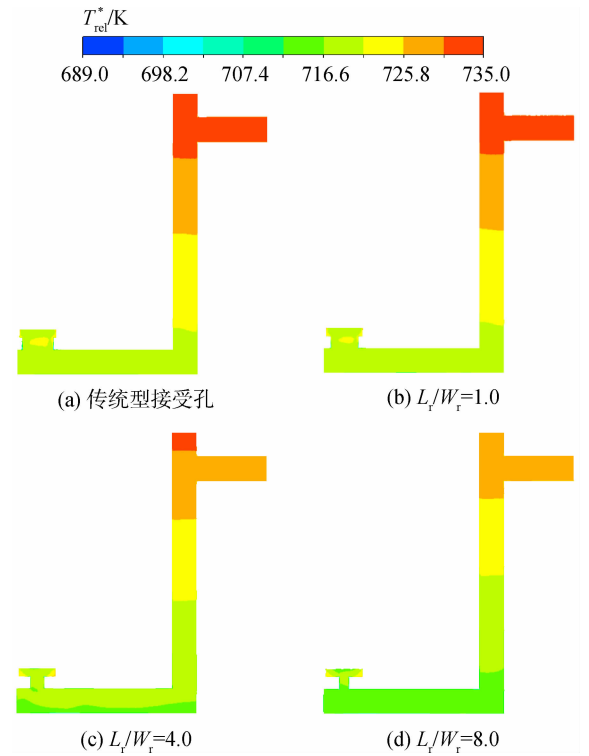


图 11 转动域内气流相对总温分布云图

Fig. 11 Relative total temperature of airflow in rotating cavity

相对总温逐渐降低。

图 12 为不同旋转雷诺数下,径向预旋系统温降系数随接受孔长宽比变化趋势图。由图可知,随着旋转雷诺数的增大预旋系统温降系数会逐渐增大,但变化量在逐渐减小。由于系统无量纲质量流量均随着旋转雷诺数的增加而增加,则喷嘴出口流速随之增大、静温随之降低。受上游的影响系统出口静温也降低,温降系数增大。但随着旋转雷诺数的增加壁面对盘腔内流体做功增加导致气流静温增加。从而使温降变化量降低。同样的,随着狭缝长宽比的增大,系统无量纲质量增加,出口静温降低,温降系数增大。已知供气孔出口气流旋流比在 1 附近,气流相对动温变化很小,从而系统出口相对动温变化对温降系数的影响很小。当 $Re_\phi=7.9\times 10^6$ 时,狭缝型接受孔较传统直孔系统温降系数最大可增加 36.7%,狭缝长宽比为 10 较长宽比为 6 时,温降系数仅增加 6.8%。

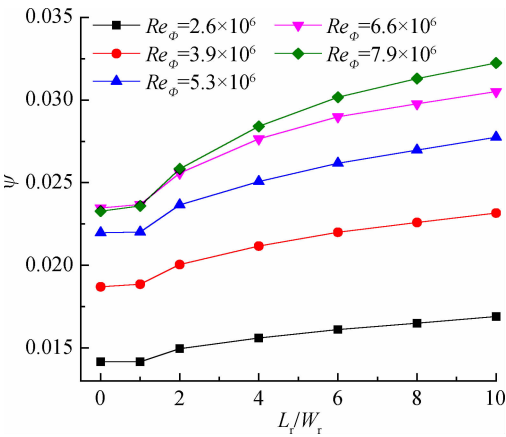


图 12 温降系数随接受孔变化曲线

Fig. 12 Temperature drop coefficient rate varying with different receiver holes

由图 13 可知,在 $Re_\phi=2.6\times 10^6$ 时,预旋系统总压损失系数随着狭缝长宽比的增加而逐渐降低。而当旋转雷诺数 $Re_\phi>2.6\times 10^6$ 时,总压损失系数随着狭缝长宽比的增加先增加后趋于稳定。由于给定出口静压为固定值,则总压损失系数的变化取决于出口相对动压的变化。

图 14 为不同旋转雷诺数下供气孔出口气流旋流比的变化趋势图。当 $Re_\phi=2.6\times 10^6$ 时,供气孔出口气流旋流比不断降低至 0.94,即气流出出口周向速度相对于当地线速度不断降低,从而导致相对动压增大总压损失系数减小。而当 $Re_\phi>2.6\times 10^6$ 时供气孔出口气流旋流比随着旋转雷诺数的增加不断减小至 1 附近,则相对动压减小

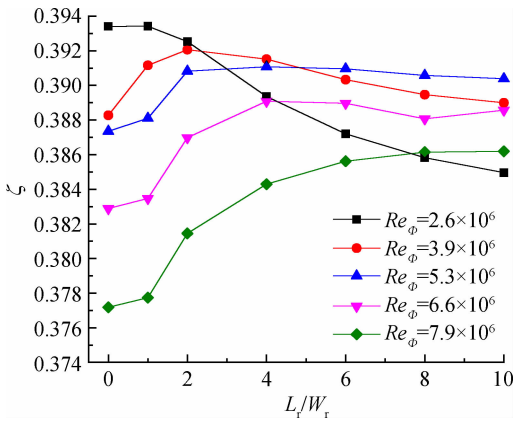


图 13 总压损失系数随接受孔变化曲线

Fig. 13 Total pressure lose coefficient rate varying with different receiver holes

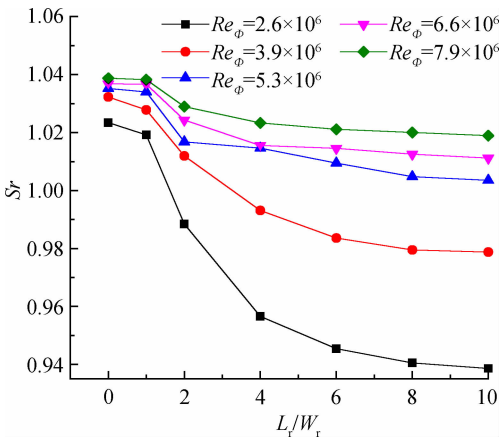


图 14 供气孔出口旋流比随接受孔变化曲线

Fig. 14 Airflow swirl ratio for supply holes outlet rate varying with different receiver holes

压力损失系数增大。当 $Re_\phi = 2.6 \times 10^6$ 时,狭缝型接受孔较传统直孔接受孔系统总压损失系数最大可降低 2.1%。而当 $Re_\phi = 7.9 \times 10^6$ 时,狭缝型接受孔较传统直孔接受孔系统总压损失系数最大增加 2.2%。

4 结 论

- 1) 狭缝型接受孔结构可以有效提高预旋喷嘴出口流速,进而获得更高的喷嘴出口气流旋流比。
- 2) 狭缝型接受孔结构可以提高预旋喷嘴、接受孔、供气孔的流量系数,增大预旋系统无量纲质量流量。
- 3) 在所研究的狭缝长宽比为 1~10 范围内,随着狭缝型供气孔长宽的增加,径向预旋系统温降系数不断增大,但增加幅度逐渐减弱,压力损失

系数随之先增大后趋于稳定。在计算工况下,长宽比为 6~10 的狭缝型接受孔有较优的预旋温降性能。

致谢

感谢国家两机重大科技专项给予的经费支持以及课题组成员的帮助。

参考文献:

[1] JARZOMBEC K,DOHME H J,BENRA F K,et al. Flow analysis in gas turbine pre-swirl cooling air systems;variation of geometric parameters[R]. ASME Paper 2006-GT-90445,2006.

[2] KARABAY H,CHEN J X,PILBROW R,et al. Flow in a ‘cover-plate’ preswirl rotor-stator system[J]. Journal of Turbomachinery,1999,121(1):160-166.

[3] GRANOVSKIY A,KOSTEGE V,CHERNYS HEV S,et al. Impact of the pre-swirl nozzle location on the air transfer system characteristic [R]. ASME Paper 2009-GT-59355,2009.

[4] YAN Y,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.

[5] DITTMANN M,GEIS T,SCHRAMM V,et al. Discharge coefficients of a pre-swirl system in secondary air systems [J]. Journal of Turbomachinery,2002,124(1):119-124.

[6] LEWIS P,WILSON M,LOCK G,et al. Effect of radial location of nozzles on Performance of pre-swirl systems[J]. Journal of Power and Energy,2009,223(2):179-190.

[7] ELSADI H,GUEVREMONT G. CFD study of HPT blade cooling flow supply systems[R]. ASME Paper 2007-GT-27228,2007.

[8] LIU Yuxin,LIU Gaowen,KONG Xiaozhi,el al. Design and numerical analysis of a vane shaped receiver hole in a cover-plate preswirl system[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2019,141(4):1-10.

[9] 刘高文,张林,卫务涛,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)

[10] 吴衡,冯青,刘高文,等. 熵分析法在盖板式预旋系统分析中的应用[J]. 推进技术,2016,37(11):2048-2054. WU Heng,FENG Qing,LIU Gaowen,et al. Entropy analysis of a cover-plate preswirl system[J]. Journal of Propulsion Technology,2016,37(11):2048-2054. (in Chinese)

[11] 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. (in Chinese)

[12] 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. Numerical studies of heat transfer in a rotor-stator cavity with different radial positions of pre-swirl inlet[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(8):1227-1232. (in Chinese)

[13] 陈帆,王锁芳,张光宇,等. 接受孔角度对预旋系统流动特性影响的数值研究[J]. 推进技术,2018,39(7):1550-1555.

CHEN Fan,WANG Suofang,ZHANG Guangyu,et al. Numerical study on the influence of hole angle on the flow characteristics of pre-spinning system[J]. Journal of Propulsion Technology,2018,39(7):1550-1555. (in Chinese)

[14] 张建超,王锁芳,王春风. 接受孔对预旋系统温降特性的影响[J]. 重庆理工大学学报,2014,28(3):50-57.

ZHANG Jianchao,WANG Suofang,WANG Chunfeng. Influence of receiver hole on temperature reduction characteristic of pre-swirl system[J]. Journal of Chongqing University of Technology,2014,28(3):50-57. (in Chinese)

[15] 张建超,王锁芳. 径向预旋系统温降与流阻特性的数值研究[J]. 航空动力学报,2013,28(10):2284-2291.

ZHANG Jianchao WANG Suofang. Numerical study on characteristics of temperature reduction and flow loss in radial pre-swirl system[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(10):2284-2291. (in Chinese)

[16] 侯伟韬,王新军,李炎栋. 接收孔周向倾角对预旋转静盘腔流动特性的影响[J]. 西安交通大学学报,2019,53(11):1-8.

HOU Weitao,WANG Xinjun,LI Yandong. Influence of the circumferential inclination of receiver holes on the flow characteristics of the pre-swirl rotor-stator cavity[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2019,53(11):1-8. (in Chinese)

[17] 余建军. 径向预旋流动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.

YU Jianjun. Investigation on the flow characteristics in radial pre-swirl system[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2017. (in Chinese)

[18] 渠立红,张靖周,谭晓茗. 狭缝喷注-发散冷却的综合冷却效果数值研究[J]. 推进技术,2018,39(4):849-856.

QU Lihong,ZHANG Jingzhou,TAN Xiaoming. Numerical and experimental investigation on effect of distance between impingement and effusion plates on heat transfer characteristics of impingement-effusion composite cooling [J]. Journal of Propulsion Technology,2018,39(4):849-856. (in Chinese)

[19] 张勃,李继保,吉洪湖,等. 狭缝间距变化对冲击-多斜孔壁换热特性影响的数值与试验研究[J]. 航空动力学报,2011,26(8):1713-1718.

ZHANG Bo,LI Jibao,JI Honghu,et al. Numerical investigation on overall cooling effectiveness for a combined scheme of slot injection and effusion cooling[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(8):1713-1718. (in Chinese)

[20] 张垚垣,杜昆,宋立明,等. 预旋槽缝流及间隙射流对端壁冷却性能的影响[J]. 工程热物理学报,2019,40(6):1250-1255.

ZHANG Kaiyuan,DU Kun,SONG Liming,et al. Effect of swirled purge flow and slashface leakage flow on endwall cooling performance[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2019,40(6):1250-1255. (in Chinese)

(编辑:张 雪)