

导流叶片宽度对预旋系统性能影响的数值研究

陈 帆¹, 王锁芳¹, 李 贺²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:为研究导流叶片结构尺寸对盘腔预旋性能的影响,采用 RNG $k-\varepsilon$ 模型对导流叶片无量纲宽度为 0、0.1、0.2、0.4、0.6、0.8 和 1.0 的预旋系统在不同旋转雷诺数工况下进行了数值研究。结果表明:导流叶片能够提高喷嘴压比和温降系数,旋转雷诺数越大,提高的幅度越大;旋转雷诺数较大时,喷嘴压比和温降系数随导流叶片无量纲宽度增大而增大,无量纲宽度超过 0.6 后,趋于平稳。当导流叶片无量纲宽度在 0~0.2 范围内,总压损失系数随导流叶片无量纲宽度的增大而增大;当导流叶片无量纲宽度大于 0.2 时,总压损失系数随导流叶片无量纲宽度的增大基本不发生变化。

关键词: 预旋系统; 导流叶片; 喷嘴压比; 温降系数; 总压损失系数

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.05.003

Numerical Study on Influence of Width of Guide Vane on Performance of Pre-Swirl System

CHEN Fan¹, WANG Suo-fang¹, LI He²

(1. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. AECC Shenyang Engine Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to investigate the influence of the size of the guide vane on the performance of pre-swirl system, the RNG model was used to study the non-dimensional width of the guide vane which is equal to 0, 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8 and 1.0 under different rotating Reynolds number. The results show that the nozzle pressure ratio and temperature drop coefficient of the pre-swirl system can be enhanced by the guide vane, the magnitude of increase is higher with increase of the rotating Reynolds number; the nozzle pressure ratio and the temperature drop coefficient increase with the increase of the width of the guide vane at the high rotating Reynolds number, and when the dimensionless width of the guide vane is more than 0.6, it tends to be stable. When the dimensionless width of the guide vane is in the range of 0 to 0.2, the total pressure loss coefficient continually increase with the increase of the dimensionless width of the guide vane, and it is almost unchanged when the guide vane non-dimensional width is increased from 0.2 to 1.0.

Key words: pre-swirl system; guide vane; nozzle pressure ratio; temperature drop coefficient; total pressure loss coefficient

0 引言

在航空燃气涡轮发动机空气冷却系统中,预旋系统是 1 个重要组成部分。随着发动机性能要求越来越高,涡轮前温度不断升高,为了能够使涡轮叶片正常工作,对冷气品质的要求越来越高,冷气预旋系统结构设计的优劣直接影响预旋系统的预旋效果。高压气体经过预旋喷嘴膨胀加速,使其本身静温降低,同时产生 1 个与转盘旋转方向相同的周向分速度,降低了

气流与转盘的相对速度,从而降低了进入涡轮叶片冷却气体相对总温,提高了冷却涡轮叶片冷气的品质。预旋系统的温降和压降是表征预旋性能的重要参数。

国内外学者都对预旋系统进行了大量研究。Popp^[1]对盖板式预旋系统进行数值模拟,研究了不同几何结构预旋系统的流量系数和温降,发现出气孔与预旋喷嘴面积比对温降有重要影响;Wang^[2]通过试验发现盘腔内流场有效旋流比随着进口旋流比的增大线性增大。由于预旋喷嘴对整个预旋系统的温降和压降有很

收稿日期: 2017-03-27

作者简介: 陈帆(1992),男,在读硕士研究生,研究方向为航空发动机热端部件冷却;E-mail: cf861921232@163.com。

引用格式: 陈帆,王锁芳,李贺.导流叶片宽度对预旋系统性能影响的数值研究[J].航空发动机,2017,43(5):14-20. CHEN Fan, WANG Suofang, LI He. Numerical study on influence of width of guide vane on performance of pre-swirl system[J]. Aeroengine, 2017, 43(5): 14-20.

大影响,很多学者专门对预旋系统中的喷嘴^[3-8]进行了试验和数值研究。Gupta^[9]、Charles Wu^[10]和 Tian^[11]等通过数值计算研究了导流叶片对预旋系统的影响,发现盖板腔静压损失的主要原因是供气孔入口气流与转子间存在周向速度差;Jarzombek^[12]研究了转 - 静结构和转 - 转结构的预旋系统,获得了 2 种结构的 3 维流场;张建超和王锁芳^[13]提出了 1 种带导流叶片的径向预旋结构;吴衡^[14]发现转盘上的导流叶片对维持盘腔内气流的旋流比具有重要作用,降低了喷嘴出口压力,增强了离心增压效果,并显著提高喷嘴前后温降,从而增大了温降系数。

文献[14]表明带导流叶片的预旋系统能够提高温降系数,但是转盘上的导流叶片会增加整个预旋系统的质量,降低发动机的效率。因此,了解导流叶片结构参数对预旋性能的影响规律,达到导流叶片减重和提高预旋性能的双重目标,成为亟需解决的问题。

本文采用数值模拟方法,初步研究了不同旋转雷诺数下导流叶片宽度与旋转盘腔间隙的比值对盘腔预旋性能的影响,从而为预旋系统导流叶片设计提供参考。

1 计算模型和计算方法

1.1 计算模型

本文对航空发动机空气系统中的盖板式预旋系统进行研究,盖板式预旋系统主要由进气腔、喷嘴、预旋腔、接受孔、共转腔以及出气孔构成,本文中的模型在共转腔壁面添加了导流叶片。计算模型中喷嘴、接受孔、导流叶片及出气孔数目均设定为 36,为了提高计算效率,取整个模型的 1/36 为计算域,包括静止域和旋转域,简化后模型如图 1(a)所示,深色部分为静止域,浅色部分为旋转域,模型的相关参数如图 1(b)所示,并见表 1。盘腔最大半径 $b=210$ mm,在保证共转腔宽度不变的情况下,设定导流叶片宽度为 1,取导流叶片无量纲宽度 l/s_5 分别等于 0 (不带导流叶片)、0.1、0.2、0.4、0.6、0.8 和 1.0 进行计算。模型中相关位置如图 1(c)所示。 $x=0$ mm 的位置在喷嘴出口截面位置,其中 A 代表预旋系统进口截面,B 代表喷嘴进口截面,C 代表喷嘴出口截面,D 代表接受孔进口截面,E 代表接受孔出口截面,F 代表出气孔进口截面,G 代表系统出口截面。

采用 ICEM 对计算域进行结构化网格划分,如图

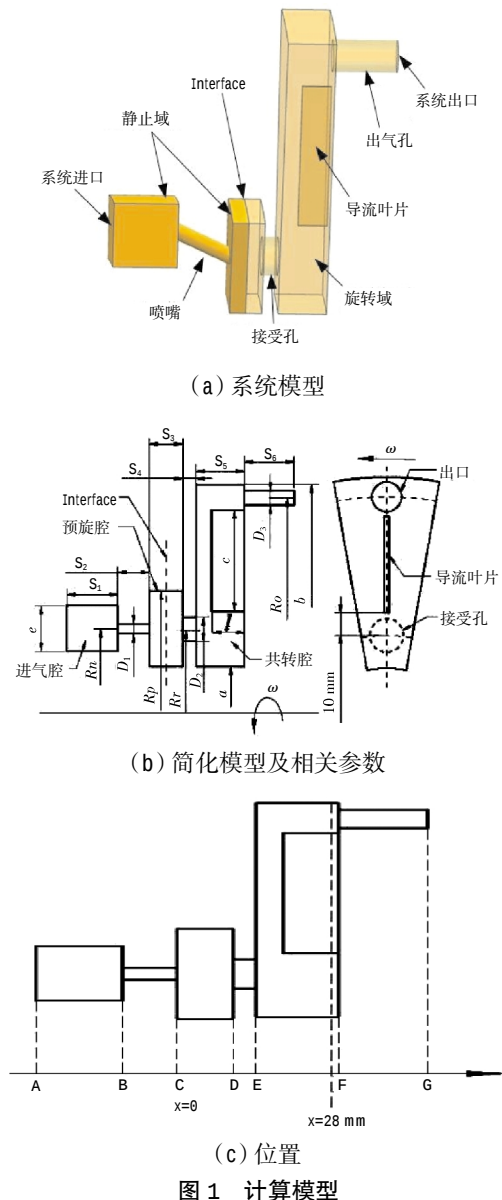


表 1 几何参数

模型几何参数	值(/b)
进气腔轴向长度 S_1	0.095
进气腔径向长度 e	0.095
喷嘴直径 D_1	0.024
喷嘴径向位置 R_n	0.643
喷嘴轴向长度 S_2	0.071
预旋腔最低半径 a	0.571
预旋腔最高半径 R_p	0.714
预旋腔轴向宽度 S_3	0.0476
接受孔直径 D_2	0.057
接受孔径向位置 R_r	0.643
接受孔轴向长度 S_4	0.024
共转腔宽度 S_5	0.071
共转腔最低半径 a	0.571
共转腔最高半径 b	1
导流叶片径向长度 c	0.214
导流叶片宽度 l	1/210
导流叶片厚度	0.00048
出气孔直径 D_3	0.0476
出气孔径向位置 R_o	0.952
出气孔轴向长度 S_6	0.095

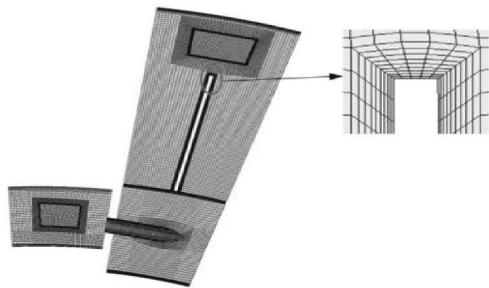


图 2 网格模型

合。故选取 RNG $k-\varepsilon$ 模型进行数值计算,采用 Scalable 壁面函数进行近壁面处理,转静交界面处理采用 Frozen Rotor^[16]法。计算完成后经过校核,全部算例的壁面 $y^+=30 \sim 200$ 。

计算时,预旋系统入口设为压力入口边界,给定总温 700 K,给定总压 1519.875 kPa;出口设为压力出口,给定静压为 1013.25 kPa。静止域设为静止,旋转域给定旋转角速度,转静交界面设置为 GGI interface,壁面设置为绝热无滑移壁面,模型中周期性对称面设置旋转周期性边界条件,计算流体为可压缩空气。

2 参数定义

2.1 导流叶片无量纲宽度

导流叶片无量纲宽度(下文简称叶宽) z 定义为

$$z=l/s_5 \quad (1)$$

式中: l 为导流叶片宽度; s_5 为共转腔宽度。

2.2 旋转雷诺数

参考文献[12]定义旋转雷诺数 Re_ω

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

式中: ω 为盘腔旋转角速度; b 为盘腔最大半径; ρ 、 μ 分别为空气的密度和动力黏度。

2.3 喷嘴压比

参考文献[15]定义喷嘴压比 π

$$\pi = P_A^*/p_c \quad (3)$$

式中: P_A^* 为进气总压; p_c 为喷嘴出口截面平均静压。

2.4 旋流比

参考文献[14]定义旋流比 S_r

$$S_r = \frac{V_\phi}{\omega R} \quad (4)$$

式中: V_ϕ 为气流绝对周向速度; R 为当地半径。

2.5 温降系数、当地静温和总压损失系数

温降系数 ψ 定义为

$$\psi = \frac{T_A^* - T_{G,r}^*}{T_A^*} \times 100 \quad (5)$$

式中: T_A^* 为进气总温; $T_{G,r}^*$ 为系统出口相对总温。

当地静温定义为 T 。总压损失系数 ζ 定义为

$$\zeta = \frac{p_A^* - p_{G,r}^*}{p_A^*} \quad (6)$$

式中: $p_{G,r}^*$ 为系统出口相对总压。

2.6 当地压力系数

当地压力系数 β 定义为

$$\beta = \frac{p_{rel}^*}{p_A^*} \quad (7)$$

式中: p_{rel}^* 为当地相对总压。

3 计算结果分析与讨论

公式中数值计算的数据全部通过质量流量加权平均的方法获得。

3.1 导流叶片对喷嘴压比的影响

预旋系统的性能和喷嘴的性能密切相关,导流叶片对喷嘴流动特性具有重要影响。不同旋转雷诺数下喷嘴压比随叶宽的变化情况如图 3 所示。

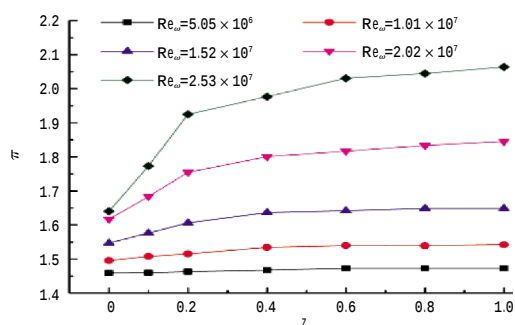


图3 喷嘴压比变化曲线

从图中可得:

(1)当 $Re_\omega = 5.05 \times 10^6$ 时,预旋喷嘴压比随叶宽的增大变化很小;当 $Re_\omega \geq 1.01 \times 10^7$ 时,喷嘴压比随叶宽的增大而增大;随着旋转雷诺数提高,喷嘴压比增大的幅度变大。相比于叶宽为 0, $Re_\omega = 1.52 \times 10^7$ 时,当叶宽分别为 0.1、0.2、0.4、0.6、0.8 和 1.0 时,预旋喷嘴压比分别增大了 1.9%、3.8%、5.8%、6.1%、6.6%、6.6%;在 $Re_\omega = 2.53 \times 10^7$ 时,预旋喷嘴压比分别增大了 7.5%、17.4%、20.5%、23.8%、24.7%、25.8%。由于共转腔内的导流叶片旋转,导流叶片对共转腔内气体做功,对预旋腔内气体产生抽吸作用,使预旋腔内压力减小,降低了喷嘴出口的背压,从而增大了喷嘴压比;当旋转雷诺数较小时,共转腔内气流与转盘相对速度较小,导流叶片产生的抽吸作用较弱,所以喷嘴压比变化不明显。当旋转雷诺数提高时,气流与转盘的相对速度增大,导流叶片对气流作用增强,抽吸作用增强,所以旋转雷诺数越高,导流叶片对喷嘴压比影响越大。

(2)旋转雷诺数不变,叶宽从 0 增至 0.2 时,喷嘴压比急剧增大,叶宽大于 0.2 时,喷嘴压比增大变慢,当叶宽大于 0.6 时,喷嘴压比增幅趋于平缓。这是因为当叶宽小于 0.6 时,气体黏性使共转腔内部分气体受到导流叶片的影响,引起上游喷嘴出口背压降低,随着叶宽增大,共转腔内越来越多气体受到导流叶片的作用而加速,使喷嘴背压继续降低。当叶宽达到 0.6 时,由于气体的黏性作用,导流叶片几乎对整个共转腔内的气体产生影响,继续增大叶宽,对共转腔内气体受到的影响基本不变,所以喷嘴出口背压变化不大。

3.2 导流叶片对温降系数的影响。

不同旋转雷诺数下,温降系数随叶宽的变化规律如图 4 所示。

从图中可得:

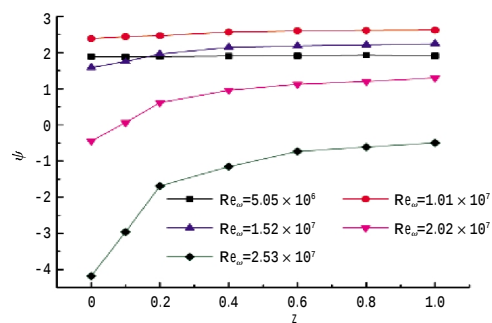


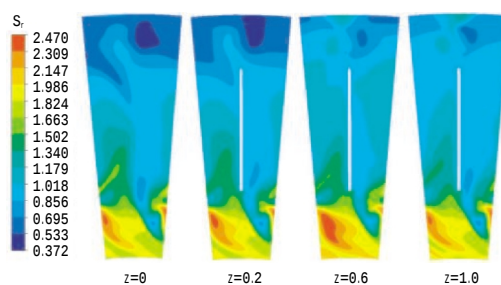
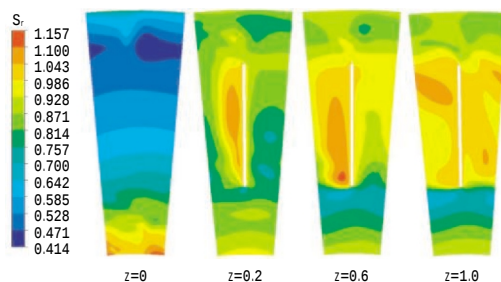
图4 温降系数变化曲线

(1)当 $Re_\omega = 5.05 \times 10^6 \sim 1.01 \times 10^7$ 时,温降系数随叶宽的增大变化很小。

(2)当 $Re_\omega \geq 1.52 \times 10^7$ 时,温降系数随叶宽的增大而增大,当叶宽大于 0.6 时,趋于平缓。

(3)旋转雷诺数越高,导流叶片对温降的提高幅度越大,与叶宽为 0 时相比,当叶宽为 0.6 时,在 $Re_\omega = 1.52 \times 10^7$ 和 $Re_\omega = 2.53 \times 10^7$ 下的温降系数分别增大了 0.65 和 3.69。

在不同旋转雷诺数时,不同叶宽下共转腔内 $x=28\text{mm}$ 处的旋流比分布如图 5 所示。在 $Re_\omega = 5.05 \times 10^6$ 时,在导流叶片的径向位置处,叶宽为 0 时的旋流比接近于 1,气流周向速度与转盘速度相差很小,所以当叶宽大于 0 时,导流叶片对气流的作用也不明显,仅在靠近高半径位置略微增强,说明此时导流叶片对共转腔内的气流作用很小,所以对温降系数影响不大。在 $Re_\omega = 2.53 \times 10^7$ 时,在低半径位置,有导流叶

(a) $Re_\omega = 5.05 \times 10^6$ (b) $Re_\omega = 2.53 \times 10^7$ 图5 $x=28\text{ mm}$ 截面旋流比分布

片的旋流比比无导流叶片的大,从导流叶片根部开始直至最高半径位置,叶宽为 0 时的旋流比比叶宽为 0.6 和 1.0 的小很多。这可能是因为气流通过接受孔进入共转腔时,导流叶片根部对气流产生阻碍,扰乱了气流的流向,使气流周向速度降低,所以气流旋流比较低。在叶片根部以上位置,导流叶片对气流起导向作用并对气流做功,使气流的周向速度接近于导流叶片的旋转速度,所以气流的旋流比得到了较大的提高,能够减小气流相对于转盘的动温。叶宽为 0.6 和 1.0 时的旋流比分布相差不大。这说明当叶宽达到 0.6 时,继续增大叶宽,共转腔内气流的旋流比增大并不明显,相对动温变化不大。

在 $Re_\omega=2.53 \times 10^7$, 叶宽分别为 0、0.2、0.6 和 1.0 时,整个流路中静温的变化情况如图 6 所示。从图中可见,相比于叶宽为 0 的情况,有导流叶片时,由于喷嘴压比增大,喷嘴出口速度增大,喷嘴出口静温更低。气流从接受孔出口经过共转腔到出气孔的入口后,有导流叶片时的静温略高于无导流叶片的,这是由于导流叶片使气流加速,离心力增强,升温作用加强。由于导流叶片使气流加速到接近于转盘速度,能够较流畅地通过出气孔,所以在出气孔中静温变化不大,而无导流叶片时气流进入出气孔时存在较大的相对速度,通过出气孔撞击壁面使黏性耗散增强,静温升高。在叶宽为 0.2 时,出口静温略高于叶宽为 0 时的,叶宽大于 0.6 时,出口静温略低于叶宽为 0 时的。

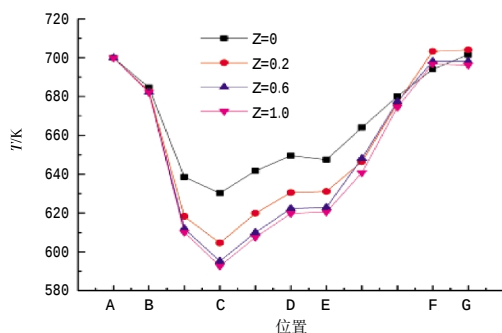


图 6 流路静温变化曲线

综上所述,叶宽为 0.2 时,相对总温降低主要是导流叶片提高气流旋流比降低相对动温所造成的;叶宽大于 0.6 时,相对总温降低主要是出口静温和出口相对动温共同降低所造成的。

3.3 导流叶片对总压损失系数的影响

在不同旋转雷诺数下,预旋系统总压损失系数随叶宽的变化规律如图 7 所示。

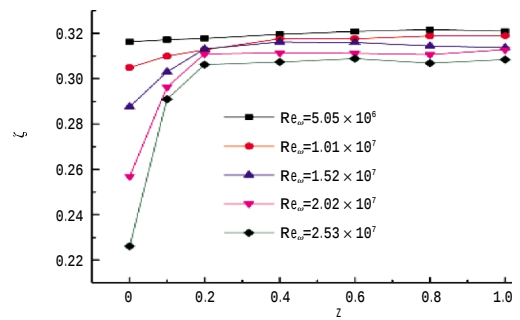


图 7 总压损失系数变化曲线

从图中可得:

(1) 在低雷诺数时,导流叶片对总压损失系数影响很小,这是因为低雷诺数下导流叶片对气流作用小,引起的流场中气流状态变化小。

(2) 当旋转雷诺数较高时,带有导流叶片的预旋系统总压损失系数比不带导流叶片的大,在叶宽为 0~0.2 时,压力损失系数随叶宽的增大而增大;当叶宽大于 0.2 时,总压损失系数随叶宽的增大基本不发生变化。

在 $Re_\omega=2.53 \times 10^7$ 时流路不同位置当地压力系数的变化如图 8 所示。从图中可见,在不同叶宽下流路当地压力系数变化趋势基本一致。从系统进口开始,在喷嘴、预旋腔内产生较大压力损失,有导流叶片的在预旋腔中的压力下降很大。在接受孔处的几乎没有压力损失;在共转腔内有 1 个压力升高过程,然后在出气孔中存在一部分损失。

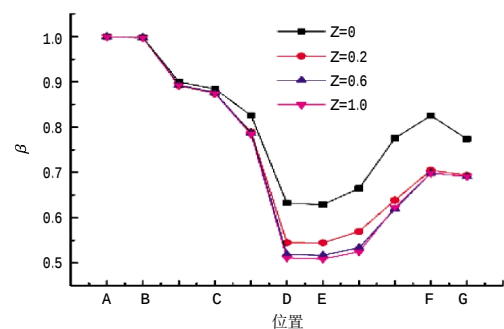


图 8 当地压力系数的变化

由于进气腔的气流速度低,流场稳定,损失很小。喷嘴中由于气流流动状态的急剧变化有较大的流动分离和摩擦损失。预旋腔中存在动静坐标系转换、高低速流体掺混和壁面摩擦损失,动静坐标系转换损失只与转盘转速有关;喷嘴出口速度越大,引起预旋腔内的低速气流和喷嘴出口高速气流的掺混损失也越大,同时预旋腔内的气流速度随喷嘴出口的速度增大

而增大,增加了与壁面的摩擦损失。在 $Re_w=2.53 \times 10^7$ 时,当叶宽分别从 0 增至 0.2, 0.2 增至 0.6, 0.6 增至 1.03 的过程中,喷嘴出口速度和压比的变化规律相同,所以预旋腔内的掺混损失及摩擦损失的变化是先快速增大,后缓慢上升,最后趋于平缓。

在 $Re_w=2.53 \times 10^7$ 时,共转腔内 $x=28\text{mm}$ 处的相对总压如图 9 所示。从图中可见,由于无导流叶片时旋流比较低,且上游损失小,所以其相对总压比有导流叶片时的高。叶宽为 0.2~1.0 时的相对总压分布相似,在低半径位置,低压区随叶宽的增大而增大,这主要是因为导流叶片使上游相对总压减小导致的,但在导流叶片以上的高半径位置,由于离心升压的作用,相对总压的大小基本一致。

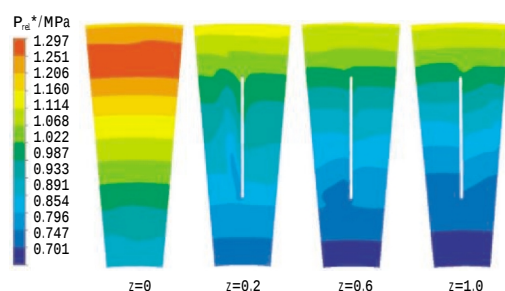


图 9 $x=28\text{ mm}$ 截面相对总压

在 $Re_w=2.53 \times 10^7$ 时,径向位置为 200 mm 处,叶宽为 0、0.6 及 1.0 出气孔的截面流线如图 10 所示。红色箭头代表转盘旋转方向。在叶宽为 0 时,由于气流和出气孔的相对速度大,气流不容易通过出气孔,在下壁面出现流动分离,产生 1 对很大的旋涡,在旋涡区产生很大的涡流损失,使压力降低;而叶宽为 0.6 和 1.0 时,气流相对于出气孔速度低,流动分离小,更容易通过,产生的损失小。这就解释了图 9 中无导流叶片时位置 F 至 G 的损失大于有导流叶片时的。

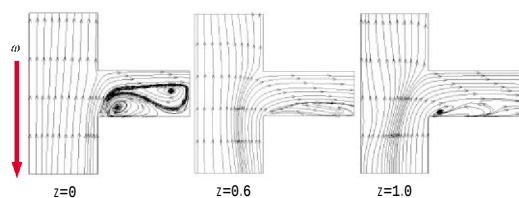


图 10 出口孔截面流线

4 结论

本文针对具有不同宽度导流叶片的预旋系统进行了数值研究,得到以下结论:

(1)导流叶片能够降低喷嘴出口背压以及提高共

转腔内气流旋流比,从而提高喷嘴压比和温降系数。

(2)在计算工况内,旋转雷诺数较低时,导流叶片对喷嘴压比和温降系数影响很小;旋转雷诺数越高,导流叶片对喷嘴压比和温降系数的提高幅度越大。

(3)旋转雷诺数较高时,喷嘴压比和温降系数随导流叶片无量纲宽度的增加而增大,导流叶片无量纲宽度大于 0.6 后,趋于平缓。

(4)导流叶片无量纲宽度在 0~0.2 时,压力损失系数随叶宽的增加而增加;当导流叶片无量纲宽度大于 0.2 时,总压损失系数随导流叶片无量纲宽度的增大基本不变。

参考文献:

- [1] Popp O, Zimmermann H, Kutz J. CFD analysis of coverplate receiver flow[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(1):V00-1T01A089.
- [2] Wang Z, Lu L, Bovik A C. Cooling air temperature reduction in a Direct Transfer preswirl system [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2003, 126(4):955-964.
- [3] Lewis P, Willson M, Lock G D, et al. Effect of radial location of nozzles on performance preswirl systems: a computational and theoretical study [J]. Journal of Power and Energy, 2009, 223(2):179-190.
- [4] Bricaud C, Richter B, Dullenkopf K, et al. Stereo PIV measurements in an enclosed rotor-rotor system with preswirled cooling air [J]. Experiments in Fluids, 2005, 39(2):202-212.
- [5] Bricaud C, Geis T, Dullenkopf K, et al. Measurement and analysis of aerodynamic and thermodynamic losses in pre-swirl system arrangements [C]// ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air. 2007:1115-1126.
- [6] Yan Y, Gord M F, Lock G D, et al. Fluid dynamics of a preswirl rotor-stator system [J]. Journal of Turbomachinery. 2003, 125(4):805-813.
- [7] Javiya U, Chew J, Hills N. A comparative study of cascade vanes and drilled nozzle designs for pre-swirl [C]// ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. 2011:913-920.
- [8] Zhang F, Wang X, Liu G, et al. Computational fluid dynamics analysis for effect of length to diameter ratio of nozzles on performance of pre-swirl systems[J]. J Power and Energy, 2015, 229(4):381-392.
- [9] Gupta A K, Ramerth D, Ramachandran D. Numerical simulation of TOBI flow: analysis of the cavity between a sealplate and HPT disc with pumping vane [C] // ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air. 2008:1571-1578.
- [10] Wu C, Vaisman B, Mc Cusker K. CFD analysis of HPT blade air delivery system with and without Impellers[C] // ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2011:883-892.
- [11] Tian S, Zhang Q, Liu H. CFD investigation of vane nozzle and impeller design for HPT blade cooling air delivery system [C]// ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition.

2013;V03AT15- A012.

- [12] Jarzombek K, Benra F K, Dohmen H J. CFD analysis of flow in high radius pre-swirl system[R]. ASME 2007-GT-27404.

- [13] 张建超, 王锁芳. 带导流片的径向预旋系统流动结构数值研究[J]. 重庆理工大学学报, 2014, 28(1): 43-48.

ZHANG jianchao, Wang suofang. Numerical investigation on flow structure of radial Pre-swirl System with deflector vanes[J]. Journal of Chongqing University of Technology, 2014, 28 (1): 43-48. (in Chinese)

- [14] 吴衡, 刘高文, 冯青, 等. 叶轮对预旋系统影响的数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37 (1): 57-64.

WU heng, LIU gaowen, FENG Qing, et al. Numerical simulations on effects of impellers in a pre-swirl system [J]. Journal of Propulsion

Technology, 2016, 37(1):57-64. (in Chinese)

- [15] 张建超. 冷气预旋结构的温降与流阻特性研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

ZHANG jianchao. Research on characteristic of temperature reduction and flow resistance of pre-swirl system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

- [16] 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.

ZHU zhao. Investigation on Rotor/Stator interface processing method and analysis on configuration and aerodynamic of turbine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

(编辑: 李华文)