DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2022.05.004

# 带进气角度接受孔径向预旋流动特性数值研究

韦光礼<sup>1</sup>,王锁芳<sup>2a,2b</sup>,陆海<sup>1</sup>,罗铁彬<sup>1</sup>

(1. 国营长虹机械厂,广西 桂林 541002; 2. 南京航空航天大学 a. 能源与动力学院;
b. 航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室,江苏 南京 210016)

摘 要:为研究径向预旋接受孔进气结构,建立径向预旋三维模型,对孔进气角度为0°~60°的径向 接受孔进行稳态数值模拟。数值计算结果显示,伴随接受孔径向角度的增加,来流冲击接受孔壁面 强度增强,并强制改变了气流的方向,使气流以一定角度进入共转盘腔,增强对气流的导向作用,接 受孔角度为40°时,接受孔出口涡流强度降低。接受孔角度在0°~30°,接受孔附近气流的静压以及 接受孔进口静温逐渐减小,当角度>40°时气流静压及静温升高。进气角度30°时流量系数达到最大, 当雷诺数为 Re<sub>w</sub>=1.25×10<sup>6</sup>时,接受孔进气角度为30°时较0°时的温降系数提高24.4%。 关键词:预旋;接受孔;流量系数;温降;压力损失 中图分类号:V231.3 文献标志码:A 文章编号:1671-5276(2021)02-0016-05

## Numerical Study on Influence of Receiver Holes Angles on Flow Characteristics of Pre-swirl System

WEI Guangli<sup>1</sup>, WANG Suofang<sup>2 a, 2b</sup>, LU Hai<sup>1</sup>, LUO Tiebin<sup>1</sup>

(1. State-owned Changhong Machinery Factory, Guilin 541002, China;2. a. College of Energy and Power;b. Aero-engine Thermal Environment and Structure Key Laboratory of Ministry of Industry and Information Technology;

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

**Abstract:** In order to study the radial pre-rotation receiver hole intake structure, three-dimensional radial pre-spinning simplified model is established, and the steady-state numerical simulation of the radial receiver hole inlet angle of 0°-60° is conducted. The results show that with the increase of the angle of the receiver hole, the strength of the wall of incoming flow receiver hole is enhanced, which causes forced change of the airflow direction, ushering the airflow into the rotating cavity at a certain angle to enhance the guiding effect on the airflow. When the receiver hole angle is at 40°, the outlet vortex intensity is lowered. As the acceptance hole angle is between 0° and 30°, the static pressure of the airflow near the receiver hole and the static temperature of the inlet of the receiver hole are gradually reduced. When the angle is greater than 40°, the static pressure of the airflow and the static temperature increase, and when the inlet angle is at 30°, the flow coefficient reaches the maximum. As  $Re_{\omega} = 1.25 \times 10^6$  with the acceptance hole angle is between 0° and 30°, the temperature drop coefficient increases by 24. 4%.

Keywords: pre-swirl; receiver holes; mass flow; temperature drop; pressure loss

# 0 引言

在满足发动机稳定工作的前提下,针对涡轮部件的冷却,设计优秀的内部结构和流路,以降低冷气压力损失和 温度,这长期以来都是空气系统研究中的一个核心问题。 涡轮叶片根部的冷却介质主要来自于预旋系统的冷气。 冷气经过在喷嘴中加速膨胀,提升气流周向速度,同时降 低气流在转动坐标系下气流相对总温,进而增强涡轮叶片 等部件冷却效果。现有研究表明接受孔进气角度的结构 形式对冷气品质提升有关键性的作用。

SCRICCA J A 等<sup>[1]</sup>和 GRANOVSKIY A 等<sup>[2]</sup>认为合理 设计喷嘴最佳的安装位置能够提升冷气品质,提高温降。 LEWIS P 等<sup>[3]</sup>获得了不同喷嘴安装向位置对预旋温降与 流阻变化规律。DITTMANN M 等<sup>[4]</sup>研究了带倒圆角接受 孔的流量系数,发现其能够降低流阻提升量系数。 BRICAUD C 等<sup>[5]</sup>对多个接受孔结构参数进行试验,获得 流量系数与孔径之间关系式。YAN Y Y 等<sup>[6]</sup>针对直导式 预旋掺混气流开展数值与试验验证方法,结果表明:气流 的掺混作用,增加了系统流阻。朱晓华等<sup>[7-8]</sup>获得了流量 系数主要受到气流流量和相对速度方向与接受孔中心线 之间角度影响的结论。张建超等<sup>[9]</sup>发现进口压力一定 时,长径比和接受孔面积的增加能够提升预旋系统的温降 系数。陈帆等<sup>[10]</sup>发现接受孔周向角度对预旋温降系数有 较大影响。蔡旭等<sup>[11]</sup>通过试验得到静止壁面静压与系统 流量和转速之间的关系准则。IDRIS A 等<sup>[12]</sup>获得转动条 件下流量系数和气动参数以及接受孔结构参数的拟合关 系式。张凯等<sup>[13]</sup>研究了带狭缝型接受。郑笑天等<sup>[14]</sup>对

基金项目:国家科技重大专项(2017-Ⅲ-0011-0037)

第一作者简介:韦光礼(1995—),男,广西桂林人,硕士研究生,研究方向为空气系统流动与冷却。

不同接受孔形状开展研究。

基于文献分析,国内外学者仅针对轴向式预旋系统接 受孔开展研究,而对于面向小型航空发动机径向式预旋系 统研究较少。接受孔在预旋系统中具有较大的节流效应, 目前研究的预旋接受孔结构垂直于盘腔,而小型航空发动 机径向预旋系统半径小,转速大,导致气流以一定角度进 入接受孔与撞击壁面,产生较大气动损失,对预旋系统的 温降与流动阻力产生影响。因此有必要研究一种新型接 受孔结构能够对气流起到导流作用,减少气流的气动损 失,使带径向进气角度接受孔能够满足现有研究的需求。

## 1 计算模型及计算方法

### 1.1 计算模型

基于小型航空发动机开展径向预旋系统研究,具体模型如图 1(a)所示。径向预旋系统主要由静止域和旋转域 组成,其中静止域包括集气腔、叶栅喷嘴,旋转域包括预旋 腔、径向接受孔、旋转盘腔和供气孔。本文系统模型中,预 旋喷嘴和接受孔沿周向分布,其中 16 个预旋喷嘴和 24 个 接受孔,考虑到径向预旋系统周期性,对模型的 1/8 开展 三维稳态仿真。图 1(b)中给出了系统相关结构参数的示 意图,表 1 给出详细尺寸参数。叶栅喷嘴预旋角为 20°, 接受孔径向角度 α 变化范围为 0°~60°之间,*R*<sub>b</sub>=83 mm 为旋转盘腔最大径向位置。



表1 结构参数

参数	值
喷嘴进口径向位置 R <sub>c</sub>	0.946 5
喷嘴出口径向位置 $R_p$	0.296 8
接受孔出口径向位置 $R_r$	0.518 1
旋转盘腔内径 $R_a$	0.481 9
轴向长度 L	0.831 3
出口径向位置 R <sub>o</sub>	0.957 8
直径 D <sub>1</sub>	0.084 3

#### 1.2 计算方法

文献[13]中径向预旋系统试验结构和本文的三维结构 相似。利用文献[13]的试验工况设置数值仿真边界条件,比 较湍流模型对系统温降的变化规律,计算结果如图2所示。



比较两种湍流模型计算结果与试验结果变化趋势, RNG *k*-ε 总体变化趋势和试验结果较为接近。因此本文 选 RNG *k*-ε 模型作为湍流计算模型。

基于 Workbench-Mesh 网格划分在结构较为复杂型 面进行网格加密,在 5×10<sup>5</sup>~10×10<sup>5</sup> 之间网格数开展数值 仿真,发现计算模型网格数>7×10<sup>5</sup>,不同网格量计算结果 的总压损失系数偏差在 0.6%左右,因此选择计算模型为 8×10<sup>5</sup> 网格进行数值计算。图 3 给出了预旋腔为网格边 界层示意图。



图 3 网格示意图

## 1.3 边界条件

本文运用商业软件 ANSYS CFX17.2 对模型进行三维 稳态求解,模型设置旋转周期性边界条件,气流设置为可 压缩,物性参数随温度的变化而变化,预旋系统进口给定 气流总温和总压,其中总压为1440 kPa,总温为800 K;系 统出口给定平均静压,静压值900 kPa。旋转域给定旋转 角速度变化范围(1570 rad/s~4188 rad/s)。本文数据处 理方式为 Massflow Ave。

## 2 参数定义

#### 2.1 旋转雷诺数

定义旋转雷诺数为 Re。

$$Re_{\omega} = \frac{\rho\omega b^2}{\mu} \tag{1}$$

式中:ω为旋转盘腔的角速度,rad/s;b为旋转盘腔最大半

径,m; $\rho$ 为气流的密度,kg/m<sup>3</sup>。

#### 2.2 旋流比

定义气流旋流比 S<sub>r</sub>

式中: $V_{\phi}$ 为气流周向速度,m/s;R为气流所在盘腔径向位置,m。

 $S_{\rm r} = \frac{V_{\phi}}{\omega R}$ 

#### 2.3 温降系数

定义温降系数为ψ

$$\psi = \frac{T_{\rm in}^* - T_{\rm out,r}^*}{T_{\rm in}^*} \tag{3}$$

参考文献[13],预旋系统在绝热条件下,

$$T_{\rm in}^* - T_{\rm out,r}^* = \frac{\omega^2 R_{\rm p}^2}{2C_{\rm p}} \left( 2S_{\rm rp} - \frac{R_{\rm o}^2}{R_{\rm p}^2} \right)$$
(4)

式中: $T_{in}^*$ 为进口气流总温; $T_{out,r}^*$ 为出口的气流相对总温;  $R_p$ 为预旋喷嘴径向位置; $S_{r_p}$ 为喷嘴出口截面的旋流比; $C_p$ 为气体定压比热。

## 2.4 总压损失系数

定义总压损失系数为ζ

$$\zeta = \frac{p_{\rm in}^* - p_{\rm out,r}^*}{p_{\rm in}^*}$$
(5)

式中: $p_{in}^*$ 为预旋系统进口总压; $p_{out,r}^*$ 为预旋系统出口相对 总压。

## 2.5 流量系数

定义流量系数为 C<sub>n</sub>

$$C_{D} = m/m_{\rm id} = m \left\{ \frac{Ap_{1}^{*}}{\sqrt{R_{g}T_{1}^{*}}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[ \left(\frac{p_{2}}{p_{1}^{*}}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_{2}}{p_{1}^{*}}\right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \right\}$$
(6)

式中:m为实际流量; $m_{id}$ 为理想流量;A为流体通流面积;  $p_1^*$ 、 $T_1^*$ 、 $p_2$ 分别为人口总压、总温和出口静压;绝热指数和 气体常数分别为 $R_s$ 和 $k_o$ 

#### 2.6 熵增

气体的熵增为

$$\Delta s = \frac{\int (s_{\bar{d}} + s_{d'}) \,\mathrm{d}V}{\dot{m}} \tag{7}$$

式中: 熵产分为直接耗散项与湍流耗散项, 分别为 s<sub>a</sub> 和 s<sub>d</sub>; dV 为气流的体积微元。

## 3 计算结果分析与结论

#### 3.1 流动特性

图 4 给出的是不同进气接受孔角度在  $Re_{\omega} = 7.5 \times 10^5$  和  $Re_{\omega} = 2 \times 10^6$  时附近截面的流线图。在低雷诺数 $Re_{\omega} =$ 

7.5×10<sup>5</sup>时(图4(a)),由于接受孔旋转线速度较低,而来 流速度较大,当速度接受孔角度为0°时,来流对接受孔左 侧壁面冲击,并在接受孔右侧壁面产生一个涡流2,随着 接受孔角度的增加,来流冲击接受孔左侧壁面强度增强, 同时强制改变了气流的方向,使气流以一定角度进入共 转盘腔增强对气流的导向作用;接受孔角度为30°时,接 受孔右侧涡流2强度降低,说明在这个转速条件下能够 使气流更加顺畅进入共转盘腔,但同时在接受孔共转盘 腔左侧会产生回流涡1,且随角度的增加,回流涡1越 大。这是由于接受孔角度的变化带来的导流效应,更多 的气流流进共转盘腔,而接受孔出口左侧的共转盘腔气 流速度较低,由于高速气流带来的卷吸作用使得此处的 气流形成回流涡。

在高雷诺数 Re<sub>w</sub>=2×10<sup>6</sup>(图4(b)),随着转速的增加, 接受孔旋转线速度增加,在接受孔角度较小时,气流在接 受孔内涡流较小,随着接受孔角度增加,接受孔右侧涡流 沿径向迁移,接受孔角度 50°时,涡流强度降低,气流对左 侧壁面的冲击,对来流有导向作用。



图 5 定量表明了随着旋转雷诺数的增加,共转盘腔的 泵效应导致流量增大,流量系数相应增加,在一定旋转雷 诺数条件下,接受孔流量系数随着接受孔进气角度(0°~ 30°)范围内增大,接受孔流量系数逐渐增大。由于接受孔 结构对于气流具有一定导向作用,有效流通面积增大。预 旋系统流量增大导致流量系数增大。当接受孔角度>30° 时,气流来流与接受孔壁面冲击较大,在一定程度上抑制 了气流流动,导致接受孔流量系数逐渐降低。

图 6 和图 7 是雷诺数为 Re。= 1.25×10<sup>6</sup>时,不同接受 孔进气角度下接受孔截面附近的静压云图与接受孔进口 截面静温云图。从图上气动参数的分布可知,30°接受孔 附近截面静压<0°与 60°,当接受孔进气角度为 60°时,静 压最大,接受孔进口截面静温分布在进气角度为 60°时达 到最大,30°时达最小。综合以上云图分析可知当接受孔 进气角度为 30°时,接受孔中截面附近静压与接受孔进口 截面静温分布均低于其他接受孔角度,这是因为当接受孔



角度为 30°时,接受孔结构对气流导流效果达到最优,使 得预旋系统流量增大,预旋喷嘴不变的情况下,流量增大, 导致喷嘴流道气流速度增大,喷嘴出口截面静温与静压均 降低,而接受孔附近静温静压的分布受到上游喷嘴出口截 面影响,导致此处静温静压相应降低。



图 7 接受孔进口截面静温分布

## 3.2 温降特性

在相同旋转雷诺数条件下,温降随着接受孔进气角度 先逐渐增大后逐渐降低,当进气角度为 30°附近时达到最 大(图 8)。这是由于当进气角度较小时对气流具有导向 作用,气流能够顺畅通过接受孔进入共转盘腔。随着旋转 雷诺数的增加,温降先增大,雷诺数>Re<sub>w</sub>=1.25×10<sup>6</sup>时,由 于转速增加,气流与壁面摩擦增加,导致气流相对总温升 高,使得温降开始降低。雷诺数为 Re<sub>w</sub>=1.25×10<sup>6</sup>时,接受 孔进气角度为 30°,无量纲温降提高 24.4%。

根据径向预旋无量纲温降以及绝热情况可知,在绝热 情况下,保证一定旋转雷诺数、预旋喷嘴径向位置以及供 气孔径向位置不变情况下,预旋喷嘴出口旋流比大小是影 响无量纲温降大小的关键因素。图 9 是在 Re<sub>o</sub> = 1.25×10<sup>6</sup>



条件下,不同接受孔进气角度条件下,预旋系统关键部位 旋流比分布。可知旋流比在预旋进口至接受孔进口逐渐 增加,之后开始降低,喷嘴出口旋流比接受孔角度为 20° 较接受孔角度为0°提升8%。这是由于接受孔角度的变 化对系统气流具有一定的导流作用,系统流阻减小,流量 增大,在喷嘴不变的情况下,喷嘴流道内气流速度周向速 度增大,气流静温减小,直接导致喷嘴出口旋流比增大,进 而提升了预旋系统的温降,增加冷气品质。



图 10 是当 Re<sub>w</sub>=1.5×10<sup>6</sup>时各截面熵增分布情况。可 发现接受孔进气角度的变化对整体熵增影响不大。随着 旋转雷诺数的增加,转动域的熵增出现了降低的趋势,熵 增较大增长变化率出现在接受孔出口与预旋出口这部分 的流路中。



## 4 结语

1)气流在低雷诺数条件下,气流周向速度高于转盘 线速度,导致气流与接受孔壁面产生冲击,在接受孔出口 附近会形成涡流;在高雷诺数条件下,气流周向速度接近 转盘线速度,接受孔进气角度<30°时,接受孔出口涡流效 应较小。

2)随着接受孔角度增大,接受孔附近气流的静压以 及接受孔进口静压先逐渐减小,当大于一定接受孔进气角 度时,相应的静压与静温升高。

3)随着接受孔角度的增加,接受孔流量系数先增大 后降低。 4) 预旋系统熵增随着流路的变化逐渐增加,在接受 孔出口至系统出口流路熵增增加较大。

#### 参考文献:

- $[\,1\,]$  SCRICCA J A , MOORE K D . Effects of 'cooled' cooling air on pre–swirl nozzle design[  $R\,].$  [ S.I. ; s.n. ] , 2006.
- [2] GRANOVSKIY A, KOSTEGE V, CHERNYSHEV S, et al. Impact of the pre-swirl nozzle location on the air transfer system (ATS) characteristic [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air. Orlando, Florida, USA: 2010: 1153-1162.
- [3] LEWIS P, WILSON M, LOCK G D, et al. Effect of radial location of nozzles on performance of preswirl systems; a computational and theoretical study[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A; Journal of Power and Energy, 2009, 223(2): 179-190.
- [4] DITTMANN M, GEIS T, SCHRAMM V, et al. Discharge coefficients of a pre-swirl system in secondary air systems [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2001; Power for Land, Sea, and Air. New Orleans, Louisiana, USA: 2014.
- [5] BRICAUD C, GEIS T, DULLENKOPF K, et al. Measurement and analysis of aerodynamic and thermodynamic losses in pre-swirl system arrangements [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air. Montreal, Canada: 2009: 1115-1126.
- [6] YAN Y 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):641-647.
- [7]朱晓华,刘高文,刘松龄,等.带盖板的预旋系统温降和压力 损失数值研究[J].航空动力学报,2010,25(11):2498-2506.
- [8] 朱晓华.带盖板的预旋系统数值研究[D].西安:西北工业大学,2010.
- [9] 张建超,王锁芳,王春凤,等. 接受孔对预旋系统温降特性的 影响[J]. 重庆理工大学学报(自然科学),2014,28(3): 50-57.
- [10] 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):1549-1555.
- [11] 蔡旭,罗翔,徐国强,等. 双旋转盘腔压力特性实验[J]. 航空 动力学报,2013,28(10):2267-2275.
- [12] IDRIS A, PULLEN K R. Correlations for the discharge coefficient of rotating orifices based on the incidence angle [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A; Journal of Power and Energy, 2005, 219(5):333-352.
- [13] 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.
- [14] 郑笑天,王锁芳,韦光礼. 接受孔形状对预旋供气系统内气 流流动影响研究[J]. 推进技术,2020,41(10):2222-2227.

收稿日期:2021-07-05