接受孔形状对预旋供气系统内气流流动影响研究*

郑笑天,王锁芳,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,江苏南京 210016)

摘 要:为对比不同形状接受孔的预旋系统内气流流动特性,通过数值模拟方法,对带有不同形状 接受孔的预旋系统进行了研究。研究发现:收缩型接受孔入口截面气流流通面积较大,相对速度较小, 在预旋系统中的性能最优,其次是类梯型,最后是直孔型。同一旋转雷诺数下,带收缩型接受孔的预旋 系统无量纲温降较直孔型提高5.8%,总压损失系数降低3.0%。三种类型接受孔的预旋系统无量纲温降 和总压损失系数均随进出口压比的增加而增大,在相同压比下,收缩型接受孔预旋系统无量纲温降最 大,总压损失系数最小。

关键词: 接受孔; 预旋系统; 温降特性; 总压损失; 设计 中图分类号: V23 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 10-2222-06 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190439

Effects of Receiver Hole Shape on Air Flow in Pre-Swirl Air Supply System

ZHENG Xiao-tian, WANG Suo-fang, WEI Guang-li

(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: In order to compare the airflow characteristics with different shape receiver holes, the pre-swirl system was studied by numerical simulation method. The results show that the inlet cross-section of the shrinkage receiver holes has a larger airflow area and a smaller airflow relative velocity, it is optimal in pre-swirl systems, followed by ladder-like, and the final is the straight hole type. With the same rotating Reynolds number, compared to the straight receiver holes, the dimensionless temperature drop of the shrinkage receiver holes increased by 5.8%. Simultaneously, the total pressure loss coefficient of the shrinkage receiver holes is reduced by 3.0%. For the three types of receiver holes, the dimensionless temperature drop and total pressure loss coefficient increase with the increase of the inlet and outlet pressure ratio. With the same pressure ratio, the shrinkage receiver holes has the largest dimensionless temperature drop and the lowest total pressure loss coefficient.

Key words: Receiver holes; Pre-swirl system; Temperature drop characteristics; Total pressure loss; Design

1 引 言

在航空发动机空气系统中,进气腔、预旋喷嘴、

转静盘腔、接受孔、共转盘腔和供气孔组成了预旋系统。减小腔内气体流动过程总压损失,增大预旋系统进出口气流温降成为了设计预旋系统的重要

^{*} 收稿日期: 2019-06-27; 修订日期: 2019-08-20。

基金项目:国家科技重大专项(2017-Ⅲ-0011-0037)。E-mail: 382090793@qq.com

作者简介:郑笑天,硕士生,研究领域为航空发动机空气系统。E-mail: 382090793@qq.com

通讯作者:王锁芳,博士,教授,研究领域为发动机流动与换热。E-mail: sfwang@nuaa.edu.cn

引用格式: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. (ZHENG Xiao-tian, WANG Suo-fang, WEI Guang-li. Effects of Receiver Hole Shape on Air Flow in Pre-Swirl Air Supply System[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(10):2222-2227.)

要求。

黄由之^[1]研究了带盖盘预旋系统,得到了湍流参 数是系统内流动的主要控制参数。张建超等[2]在预 旋系统上对两种预旋角度冷气进口的转静盘腔系统 温降与流阻特性进行了试验,结果发现无量纲温降 随着无量纲质量流量的增大先增大后减小。Feng 等^[3]使用CFD软件对径向预旋系统预旋喷嘴角度进 行了数值模拟,得到预旋喷嘴角度为20°时,预旋系 统表现出最佳的换热性能和总压损失。Lee 等^[4]采用 CFD技术对预旋喷嘴几何结构进行了数值模拟,并对 此进行了几何优化。刘永泉等^[5]继续深入研究气动 孔型预旋喷嘴,认为该气动孔型预旋喷嘴优于传统 直孔型喷嘴。Owen等^[6]对转静盘腔中旋转盘进行了 数值模拟,得出涡轮发动机冷却空气系统内部发生 的流动与换热规律。Dibelius 等^[7]针对气动参数对盘 腔内气流流动的影响进行了研究,并得到盘腔内气 流换热规律。孙占东等[8]研究了预旋角度和进气位 置,得到了高速下静盘表面静压和中心面总压的分 布。陈帆等^[9]在盘腔中加入导流叶片,研究发现,导 流叶片能够提高腔内气体压力,减小气流在腔内总 压损失。林立等^[10]对低位进气转静系盘腔流动特性 进行数值研究,得到了流量与动盘转速变化对腔内 气体流动的影响。WU Heng等^[11]在预旋喷嘴角度为 20°时对叶轮进行了研究,得到较高的涡流比将导致 系统功耗降低,温度降幅加大。刘育心等[12]针对前 人研究不足设计了新型预旋喷嘴,即叶型式,认为叶 型孔式预旋喷嘴在整体预旋系统中性能更好。陈帆 等[13]继续深入研究接受孔角度对预旋系统盘腔内气 流流动特性影响。张建超等[14]对接受孔面积、径向 位置和长细比进行了研究,得到了接受孔面积、接受 孔长细比对预旋系统的影响。张建超等[15]对接受孔 元件的周向速度系数模型进行了验证与研究,认为 旋流比是影响周向速度的重要参数。

接受孔是预旋系统中一个重要的限流元件,其 作用是将转静盘腔气流运输至共转盘腔,气流经过 接受孔时产生不同程度的压力变化和温度变化,据 以往研究发现,公开的文献中对于预旋系统接受孔 形状的研究较少,仅限于直圆柱孔,研究了接受孔不 同个数、面积、长径比等参数对预旋系统温降和流阻 特性的影响,预旋系统中,气流在接受孔处存在一定 的流动阻力,因此有必要提出新型结构的接受孔以 提高接受孔性能。

为对比不同接受孔在预旋系统中的重要作用, 总结前人研究不足,本文设计了三种接受孔模型进 行数值模拟,以研究不同形状的接受孔对整体预旋 系统的温降和总压损失影响。

2 计算模型及计算方法

2.1 计算模型

本文主要计算接受孔形状对盘腔内气流流动影 响,对预旋系统其它部分进行简化,如图1(a)所示, 从左至右的部件依次为进气腔、预旋喷嘴、转-静盘 腔、接受孔、共转盘腔和供气孔,整个模型由静止域 和转动域两部分组成,进气腔和预旋喷嘴为静止部 件,其它为旋转部件。本文的模型中,预旋喷嘴角度 均60°,接受孔角度为0°,预旋喷嘴、接受孔、供气孔 个数均为18个,沿周向均匀分布,在保证接受孔喉部 面积不变的条件下,主要通过改变接受孔形状,计算 接受孔对整体预旋系统温降和压降的影响,由于收 缩型接受孔入口截面面积较大,能够降低气流流动 速度,减小总压损失,以及类梯型是在圆形基础上进 行改造,入口截面上方面积大,下方面积小,具有一 定的研究价值,所以选取这两种模型,为提高计算效 率,选取整个模型1/18进行计算。图1(b)为预旋系 统计算简图,图1(c),(d),(e)分别为带三种不同形 式接受孔预旋系统简图和接受孔放大示意图,其中, 收缩型接受孔由收缩段1,和直流段1,组成,总长度为 1,最小横截面直径为D,最大横截面直径为D,类梯 型接受孔由类似于梯形的截面拉伸形成,拉伸长度 为1,直孔型接受孔为长度为1的圆柱孔,其中,收缩型 接受孔最小横截面面积与类梯型和直孔型接受孔横 截面面积相等。相关无量纲化尺寸如表1所示。

Table 1Dimensionless size

| Related dimensionless parameter | |
|---------------------------------|-------------------|
| $r_{\rm b}/b = 0.8$ | $r_{out}/b=0.95$ |
| $D_1/D = 1.8$ | $r_{\rm p}/b=0.8$ |
| <i>l/b</i> =0.075 | D/b=0.04 |

2.2 网格化分与计算方法

模型包含静止域和旋转域,本文对于静止域和 旋转域分别进行网格划分,采用非结构化网格,对预 旋喷嘴和壁面等流体流动变化剧烈的区域进行网格 加密,经计算,在本文的计算工况范围内,壁面均处 于30<y⁺<150的范围内,满足湍流模型对壁面网格的 要求。整体网格图如图2(a)所示,接受孔附近加密 后网格如图2(b)所示。

对于三种接受孔式的预旋系统,本文选取直孔 型接受孔预旋系统进行了网格无关性验证,如图3所



示,选取网格数量在80~160万进行了无量纲温降验 证,发现当网格数量大于100万时,预旋系统无量纲 温降趋于稳定,此时认为网格对于计算的影响可以 忽略,为提高计算效率,本文选取网格数量为120万 左右进行计算,其它两种接受孔型预旋系统与直孔 型接受孔预旋系统网格划分方法、设置参数等保持 一致。



2.3 参数定义

衡量预旋系统温降和压损性能的特征参数包括 相对总温和相对总压,本文相对总温和相对总压均 为相对旋转坐标系下的参数。

无量纲温降





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

式中 *T*^{*}_{in}为进口气流总温(K);*T*^{*}_{out, rel}为出口气流 相对总温(K)。

总压损失系数

$$\varsigma = \frac{p_{\rm in}^* - p_{\rm out, rel}^*}{p_{\rm in}^*}$$
 (2)

式中*p*^{*}_{in}为进口气流总压(Pa);*p*^{*}_{out,rel}为出口气流 相对总压(Pa)。

无量纲质量流量

$$C_{w} = \frac{\dot{m}}{\mu b} \tag{3}$$

式中*m*为接受孔气流质量流量(kg/s); *μ*为气体 动力粘性系数(Pa·s); *b*为转静盘腔外半径(m)。

旋流比

$$Sr = \frac{V_{\phi}}{\omega r} \tag{4}$$

式中 ω 为转盘旋转角速度(rad/s); V_{ϕ} 为气流绝对周向速度(m/s);r为气流所对应的半径位置(m)。

旋转雷诺数

$$Re_{\omega} = \frac{\rho\omega b^2}{\mu} \tag{5}$$

式中 ρ 为气体密度(kg/m³)。

3 结果讨论与分析

3.1 气流流动特性

当旋转雷诺数 Re_a=1.55×10⁶,进出口压比为2时, 三种类型预旋系统接受孔附近流线云图及相对速度 云图,如图4所示。气流由转静盘腔流入接受孔,而 后进入共转盘腔,三种接受孔附近流线图差别不大, 气流均在共转盘腔形成了涡流,主要原因是共转盘 腔内气流流动受接受孔流出的气流阻碍所致,三种 接受孔附近流线差别主要在于气流通过接受孔时的 相对速度大小,这说明气流流过三种类型接受孔时, 流动形式相似,但流动时所含内能不同。在图4中, 收缩型接受孔附近气流相对速度明显低于类梯型和 直孔型接受孔,这使得气流通过收缩型接受孔时产 生的动压损失较小,这是因为在进出口压比不变时, 相当于进口流量不变,收缩型接受孔入口截面面积 较大,使得收缩型接受孔入口气流相对速度较小。

3.2 温降和压降特性

图 5 为压比为 2 时, 三种接受孔预旋系统整体无 量纲温降、总压损失系数随旋转雷诺数变化图。图 6



hole

为旋转雷诺数 Re_w=1.55×10⁶时,三种接受孔预旋系统整体无量纲温降、总压损失系数随预旋系统进出口压比变化图。



Fig. 5 Curve change with rotating Reynolds number

图 5(a)表明,三种形状接受孔预旋系统整体无量纲温降均随旋转雷诺数的增大表现出先增大后减小的趋势。当 Re_o=1.55×10°时,三种形状接受孔整体预旋系统喷嘴出口截面旋流比均接近于1,收缩型接受孔预旋系统整体无量纲温降最大,较直孔型接受孔预旋系统提高5.8%。这是由于气流进入收缩型接受孔入口截面时,流通面积较大,使得气流在接受孔入口截面处速度较小,与壁面碰撞摩擦作用较弱,产生热量相对较低,使得预旋系统热量增加较小,局部静温较小,相对总温较小,无量纲温降较大。

图 5(b)表明,三种形状接受孔预旋系统整体总 压损失系数均随旋转雷诺数的增大表现出减小的趋势,这是由于增大转盘转速后,气流在盘腔中所受离 心力增大,离心力做功能力加强,使得气流静压升 高,出口相对总压升高。在进口总压给定时,由无量 纲总压损失定义式可知,气流总压损失系数减小;收 缩型总压损失较小,当 Re_a=1.55×10⁶时,较直孔型总 压损失减小1.4%,这是由于气流通过收缩型接受孔

0.044 0.040 ΔT^{*} 0.036 Straight hole type 0.032 Ladder-like hole Shrinking hole 0.028 2.0 2.2 2.6 2.8 3.0 2.4 (a) $Re_{m}=1.55\times10^{6}$ 0.50 0.48 0.46 0.44 0.42 Straight hole Ladder-like hole 0.40 Shrinking hole 0.38 2.6 2.0 2.2 2.4 2.8 3.0 (b) $Re_{o} = 1.55 \times 10^6$ Fig. 6 Curve change with pressure ratio

进口截面时,气流速度较小,与壁面碰撞摩擦较弱,

使得气流动压损失相对较小,总压损失较小。

图 6(a)表明,三种形状接受孔预旋系统整体无量纲温降均随压比的增大而增大,这是由于气流总温由静温和动温组成,预旋系统进出口压比增大后, 无论是带哪一种接受孔,气流在进口截面增大压力后,在进口截面面积不变的情况下,则相当于增大气流流速,使得从喷嘴流出的气流速度增大,喷嘴出口截面气流周向速度增大,与转盘旋转速度相近,旋流比接近于1,无量纲温降增大;收缩型接受孔预旋系统由于在接受孔入口截面气流速度较其它两种接受孔速度小,摩擦作用较弱,产生热量较少,局部静温较低,因此,整体系统无量纲温降较大。

图 6(b)表明,三种形状接受孔预旋系统整体总 压损失系数均随压比的增大而增大,这是由于增大 气流进出口压比后,气流进口截面速度增大,预旋系 统内气流速度整体较大,与壁面碰撞作用较强,速度 损失较大,动压损失较大,使得气流总压损失较大; 同理,收缩型接受孔内由于气流速度相对较小,动压 损失较小,使得整体预旋系统总压损失较小。

3.3 盘腔内气流特性云图分布

图7为进出口压比为2,旋转雷诺数为Re。=1.55×

10°时,气流在接受孔附近相对总温分布云图和静压 分布云图。



图 7(a),(b)和(c)表明,气流在三种类型的接受 孔预旋系统具有相似的相对总温分布。可以看到, 接受孔上游附近气流相对总温较低,这是由于从预 旋喷嘴流出的气流切向速度与转盘速度相差较小, 使得从喷嘴流出的气流相对总温较小。收缩型接受 孔内气流相对总温低于其它两种,这是由于受速度 的影响,气流速度较小,动温较低,相对总温较低。

图7(d),(e)和(f)图表明,气流在三种类型的接 受孔预旋系统具有相似的静压分布规律。云图表 明,气流在预旋系统转静盘腔内静压明显高于共转 盘腔内静压,这是由于在本文模型中,转静盘腔的体 积小于共转盘腔内的体积,在气流流量一定的条件 下,气流在共转盘腔内可以更大限度地扩散流动,使 得共转盘腔内气流静压小于转静盘腔内气流静压。 收缩型接受孔内气流静压高于其它两种类型接受 孔,由上述流线速度云图可以看到,接受孔人口截面 面积较大,速度较小,动压较小,在进口总压一定时, 静压较大,使得收缩型接受孔内气流静压较大,且收 缩型接受孔、类梯型接受孔和直孔型接受孔在转静 盘腔内静压依次升高。

4 结 论

通过以上数据分析可知,在研究的三种预旋系统结构变化范围内,改变接受孔形状将对气流在预旋系统内的流动特性产生影响,使得整体预旋系统产生不同程度的温降、总压损失,主要得出以下结论:

(1)无论是同一个旋转雷诺数还是同一个压比, 收缩型接受孔预旋系统性能最好,其次是类梯型,最 后是直孔型。

(2)本文仅仅研究了三种接受孔,收缩型接受孔 无量纲温降较直孔型提高 5.8%,总压损失系数较直 孔型降低 3.0%;三种类型接受孔的预旋系统无量纲 温降和总压损失系数均随进出口压比的增加而增 大,相同压比下,收缩型接受孔预旋系统无量纲温降 最大,总压损失系数最小。

不同角度的预旋喷嘴将对接受孔附近气流流动 产生重要影响,进而影响整体预旋效率,对于接受孔 角度和预旋喷嘴角度的恰当匹配,可后续进一步开 展研究。

致 谢:感谢两机重大项目平台提供的支持以及实验室师兄弟在学业上的亲切帮助。

参考文献

- [1] 黄由之.带盖盘预旋系统的流动实验研究[J].军民两 用技术与产品,2016,(2):166-167.
- [2] 张建超,王锁芳,杨守辉,等.冷气预旋系统温降与 流阻特性的试验[J].航空动力学报,2011,26(12): 2698-2703.
- [3] Feng Z, Wang X, Li J. Numerical Investigation of Flow and Heat Transfer Characteristics in Radial Pre-Swirl System with Different Pre-Swirl Nozzle Angles [J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2016, 95: 984-995.
- Lee H, Lee J, Kim D, et al. Pre-Swirl Nozzle Geometry Optimization to Increase Discharge Coefficient Using CFD Analysis [J]. Ksfm Journal of Fluid Machinery, 2017, 20(1): 21-28.
- [5] 刘永泉,李 贺,柴军生.等.一种用于预旋冷却系

统的气动孔型预旋喷嘴[P]. 中国专利: 105464724B, 2017-09-22.

- [6] Owen J M, Bath U O, Bath, et al. Modelling Internal Air Systems in Gas Turbine Engines [J]. 航空动力学 报, 2007, 22(4): 505-520.
- [7] Dibelius G H, Heinen M. Heat Transfer from a Rotating Disc [R]. ASME 90-GT-219.
- [8] 孙占东,罗 翔,黄由之,等.带盖盘45°预旋系统流动特性的实验[J].航空动力学报,2017,32(9): 2125-2131.
- [9] 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): 15-20.
- [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 Qin-xue, WU Kang. Study of Flow Dynamics in Rotor-Stator Cavity[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(2):258-265.)
- [11] 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 Gao-wen, 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.)
- [12] 刘育心,刘高文,吴 衡,等.叶型孔式预旋喷嘴流动特 性数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37(2): 332-338. (LIU Yu-xin, LIU Gao-wen, WU Heng, et al. Numerical Investigation on Flow Characteristics of a Vane[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(2):332-338.)
- [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 Suo-fang, ZHANG Guang-yu, et al. Numerical Study on Effects of Receiver Holes Angles on Flow Characteristics of Pre-Swirl System
 [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(7): 1550-1555.)
- [14] 张建超,王锁芳,王春凤.接受孔对预旋系统温降特性的影响[J].重庆理工大学学报(自然科学版), 2014,28(3):50-57.
- [15] 张建超,王锁芳,王春凤.接受孔元件的周向速度系数模型与验证[J].重庆理工大学学报(自然科学版), 2014,28(7):43-50.

(编辑:梅 瑛)