

# 圆管型与叶栅型去旋喷嘴流动对比分析<sup>\*</sup>

郝媛慧, 王锁芳, 夏子龙, 侯晓亭

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 为了探索喷嘴结构优化对盘腔内流阻特性的影响规律, 分别对去旋角度为 $28^\circ$ 的直叶栅与扩口叶栅型喷嘴下的径向内流共转盘腔在不同转速下开展数值研究, 并与圆管型喷嘴作对比。获得了三种结构不同工况下的流场结构、旋流比与相对总压分布图及总压损失分布曲线。研究表明: 随着转速增大, 叶栅型与圆管型喷嘴总压损失系数的变化趋势一致; 直叶栅与扩口叶栅的系统总压损失系数均比圆管显著降低40%与27%以上; 直叶栅与扩口叶栅喷嘴内的流场结构相似, 喷嘴总压损失系数相近, 且都随转速增大而缓慢减小。

**关键词:** 去旋喷嘴; 共转盘腔; 径向内流; 数值模拟; 压力损失

**中图分类号:** V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 07-1544-06

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.190507

## Comparative Analysis of Flow Between Tube Typed and Cascade Typed De-Swirl Nozzles

HAO Yuan-hui, WANG Suo-fang, XIA Zi-long, HOU Xiao-ting

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** To study the effects on drag reduction performance of the optimization of the de-swirl nozzle structure in the disk cavity, both straight cascade and flared cascade with de-swirl angle of  $28^\circ$  were numerically simulated to calculate the radial inflow of gas in co-rotating disc cavities under different rotational speeds and compared with tube nozzle. The flow structures, swirl ratio, relative total pressure distribution and the diagrams of total pressure loss of three structures under varied condition were obtained. The results show that the trend of the total pressure loss coefficient of the cascade and tube nozzle are the same with the increase of the rotational speed. The total pressure loss coefficient of the straight cascade and flared cascade nozzle are decreased by more than 40% and 27%, compared with that of the tube nozzle. The flow structure in the straight cascade and flared cascade nozzle is similar, the total pressure loss coefficient of the nozzle is similar, and both decrease slowly with the increase of the rotational speed.

**Key words:** De-swirl nozzle; Co-rotating cavity; Radial inflow; Numerical simulation; Pressure loss

## 1 引言

航空发动机中空气系统为涡轮盘毂、叶片冷却

及盘腔、机匣封严提供高压气流。气流从高压压气机主流道引入压气机盘腔会产生较大漩涡, 并向低半径发展, 带来较大压力损失。国内外针对降低压

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2019-07-16; 修订日期: 2019-08-20。

作者简介: 郝媛慧, 硕士生, 研究领域为航空发动机空气系统。E-mail: 1538377784@qq.com

通讯作者: 王锁芳, 博士, 教授, 研究领域为燃烧传热与热能系。E-mail: sfwang@nuaa.edu.cn

引用格式: 郝媛慧, 王锁芳, 夏子龙, 等. 圆管型与叶栅型去旋喷嘴流动对比分析[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1544-1549. (HAO Yuan-hui, WANG Suo-fang, XIA Zi-long, et al. Comparative Analysis of Flow Between Tube Typed and Cascade Typed De-Swirl Nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7): 1544-1549.)

力损失展开大量研究并提出减涡器装置。

以 Firouzian 等<sup>[1-2]</sup>为代表针对带外围屏的径向内流共转盘腔,通过数值模拟与实验研究得出盘腔内部流场结构及速度、压力特性与换热特性;Farthing 等<sup>[3-4]</sup>基于埃克曼层湍流方程求解去旋喷嘴与盘腔内的压力损失,并证明理论结果与实验数据有很好的 consistency;Gan 等<sup>[5]</sup>通过数值模拟与实验研究了对转盘腔不同转速比下的内部流场结构,发现当转速比  $\Gamma=0$  时,转盘边界层内径向出流,静盘边界层内径向入流,当  $\Gamma=-1$  时,两盘边界层内均为径向出流,有粘涡流核心区径向入流;Hide<sup>[6]</sup>对旋转腔内源汇流场进行等温分析,提出流动由四个区域组成,并指出流动主要由切向速度做主导;Wormley<sup>[7]</sup>在狭窄的腔体实验中观察到类似的流体状态,实验中,当入口处的切向速度与径向速度比  $<24$  时,源区覆盖整个腔室,并且腔中的压降可用自由涡关系估计,当比值  $>24$  时,则出现 Hide<sup>[6]</sup>所讨论的四个流动区域;Negulescu 等<sup>[8]</sup>对去旋喷嘴式减涡器和管式减涡器旋转腔的压力损失特性展开了数值研究与试验验证,研究表明管式减涡器流动特性简单,容易设计,但易振动,无管式减涡器机械上优于管式,但其流动呈非单调特性,并存在瞬态迟滞响应行为,造成燃气入侵而出现的短暂超温现象;Pfitzner 等<sup>[9]</sup>试验分析了应用于 BR700 系列发动机的管式、无管式减涡器设计参数对流动特性的影响,指出了无管式减涡器的瞬态迟滞响应并对其“S”型曲线进行分析,试验得出喷嘴有效面积、转速及径向位置都会影响该曲线;武亚勇<sup>[10]</sup>通过实验与数值研究对比了去旋进气的大尺寸共转盘内部流场;陈阳春<sup>[11]</sup>数值研究了带去旋的转动盘腔的流动换热,针对去旋孔各参数展开研究,并得出相同条件下对转盘换热效果比转-静盘好;呼艳丽等<sup>[12]</sup>实验测出带去旋喷嘴的盘腔流动阻力,并数值研究了共转盘内的流场分布,得出:共转盘内的压力损失受去旋效应和旋转效应共同影响;王远东等<sup>[13]</sup>采用实验针对带导流板的旋转盘腔,研究了不同工况、参数等对其内部流场的影响;单文娟<sup>[14]</sup>对比了直管式与弯管式减涡器的流场特性,分析了  $90^\circ$  弯管及与转轴成一定角度下对压力损失的影响;廖乃冰等<sup>[15]</sup>数值研究了有/无导流盘引气结构的径向内流空气系统,通过对比两者流场结构与沿程总温,得出导流盘具有减阻降温作用,可显著提高冷气品质;张光宇等<sup>[16]</sup>针对共转盘腔径向内流,数值模拟并分析了不同转速下喷嘴结构变化对盘腔流场结构的影响。目前国内外针对无管式减涡器研究喷嘴多以传统的圆管型或

在圆管基础上的变形为主,传统喷嘴入口存在尖锐边缘,会产生大的流动分离,以致较大压力损失和喷嘴有效面积的减小,为了在减涡器中以最小压力损失实现所需的质量流量,需要在空气动力学方面优化减涡器喷嘴的形状,可以通过确保流动路径在空气动力学上尽可能平滑来实现。

本文基于文献[16]中的去旋喷嘴式减涡器,将去旋喷嘴优化为直叶栅与扩口叶栅,针对共转盘腔径向内流空气系统展开数值模拟,探究叶栅型喷嘴对盘腔内流场结构和减涡器去旋减阻性能的影响规律,并与传统圆管型喷嘴做对比。

## 2 物理模型与计算方法

### 2.1 几何模型

本文研究对象为径向内流共转盘腔,包括鼓筒孔进口、上盘腔、去旋喷嘴与下盘腔,计算模型如图 1(a)所示,上盘腔外半径  $r_0$ ,上盘腔内半径即喷嘴进口半径  $r_1$ ,喷嘴出口半径即下盘腔外半径  $r_2$ ,下盘腔内半径  $r_3$ ,  $r_1/r_0=0.85$ ,  $r_2/r_0=0.73$ ,  $r_3/r_0=0.15$ 。气流从鼓筒孔进入,流经去旋喷嘴,从下游盘腔径向流出。图 1(b),(c)和(d)分别为圆管型、直叶栅型和扩口叶栅型喷嘴。其中直叶栅喷嘴为等叶高、流线型通道设计,扩口叶栅为在直叶栅基础上对喷嘴进口部分进行扩口设计,喷嘴下游部分则与直叶栅相同,保持叶高不变。

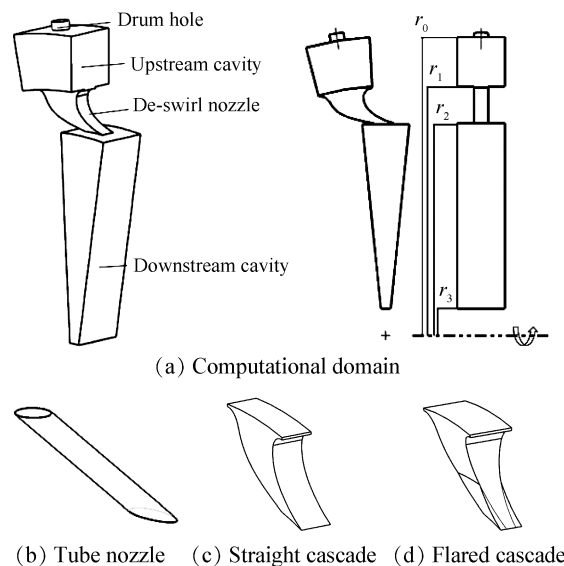


Fig. 1 Computational model with varied nozzles

### 2.2 计算方法

为提高计算效率,采用周期性计算模型,在周向取  $12^\circ$  扇形区域(即计算模型中含有一个喷嘴对应一

个鼓筒孔),为提高网格质量,计算模型采用六面体结构化网格,壁面加密,如图2所示。为保证壁面 $y^+=30\sim300$ ,划分网格时先通过预期 $y^+$ 来估算第一层网格厚度,通过CFD计算后查看壁面 $y^+$ 是否处于 $30\sim300$ ,当 $y^+$ 过大,则需要加密网格,过小则要把第一层网格厚度加大,然后重新计算直到满足标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型要求,经网格独立性验证,最终确定网格总数为40万左右,采用Fluent商用软件,基于压力稳态求解器,计算域都为旋转域,采用标准壁面函数,选取 $k-\varepsilon$ 模型,当残差均小于 $1\times10^{-5}$ 且趋于平稳,监控面上物理量变化不超过0.5%时认为计算收敛。

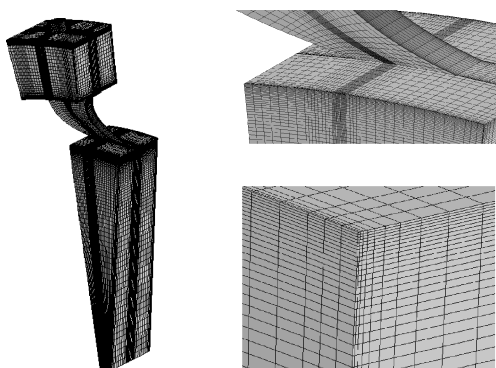


Fig. 2 Mesh and a partially enlarged view

### 2.3 边界条件

进口采用流量边界条件,无量纲质量流量为 $1.6\times10^5$ ,气流方向与进口垂直,总温620K,出口采用压力边界条件,出口静压为911.925kPa,绕Z轴旋转,周期面采用周期性边界条件,所有壁面均采用绝热无滑移边界条件,流体力质为理想气体,粘性通过Sutherland三系数经验公式确定。

### 2.4 计算方法验证

本文研究的径向内流共转盘腔内流场较为复杂,具有高旋转效应、射流扩散作用、近壁面流动等特点,为保证本文计算结果的可靠性,需要选取合适的湍流模型,针对参考文献[12]中的外围屏上带有去旋喷嘴的径向内流共转盘腔采用上述数值方法选取不同湍流模型进行计算,得出在文献工况下,不同旋转雷诺数对盘腔进出口压差的变化曲线,如图3所示。

可以看出,三种湍流模型的趋势都与试验一致,其中标准 $k-\varepsilon$ 模型较与试验值接近,且本文出发点也并非具体分析湍流模型,因此选用标准 $k-\varepsilon$ 模型适于本文的规律性研究。

### 2.5 参数定义

旋流比

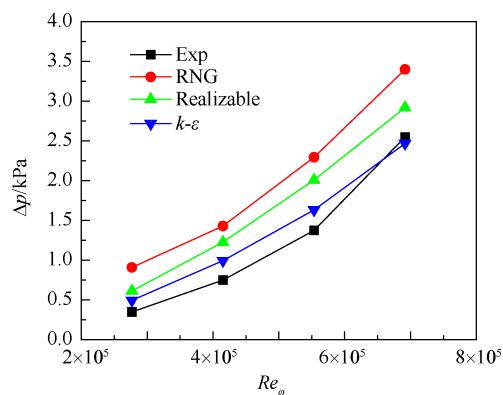


Fig. 3 Comparison of computed result and experimental data

$$Sr = V_\theta / \omega r \quad (1)$$

式中 $V_\theta$ 为气流周向速度, $\omega$ 为盘腔旋转角速度, $r$ 为当地半径。旋转雷诺数为

$$Re_\phi = \rho \omega r_1^2 / \mu \quad (2)$$

式中 $\rho$ 为空气密度, $\mu$ 为气体动力粘度。总压损失系数为

$$C_p = \frac{2(p_{in}^* - p_{out}^*)}{\rho \omega^2 r_1^2} \quad (3)$$

式中 $p_{in}^*$ 为系统进口相对总压, $p_{out}^*$ 为系统出口相对总压。喷嘴总压损失系数为

$$C_{p,n} = \frac{2(p_1^* - p_2^*)}{\rho \omega^2 r_1^2} \quad (4)$$

式中 $p_1^*$ 为喷嘴进口相对总压, $p_2^*$ 为喷嘴出口相对总压。

## 3 计算结果与分析

### 3.1 流场分析

图4为旋转雷诺数为 $6.4\times10^5$ 和 $2\times10^6$ 时,喷嘴结构分别为圆管、直叶栅与扩口叶栅下 $z=0$ 截面的流线图(计算模型均为逆时针旋转)。

从图4中可以看出,在相同转速、不同喷嘴结构下,对应的上下流动状态是类似的,气流从鼓筒孔进入上盘腔,径向速度大,受到切向哥式力作用,射流顺着盘腔旋转方向加速流动,低转速下,气流受到的切向哥式力较弱,仍以径向速度为主,因此对下壁面所产生的冲击效应较为明显,由于直叶栅与扩口叶栅的进口面积大,射流先进入喷嘴,在冲击效应下一部分沿喷嘴进入下盘腔,另一部分沿喷嘴进入上盘腔,进入上盘腔的气流一部分进入沿旋转方向上游的喷嘴,另一部分重新返回原喷嘴;而圆管喷嘴的进口面积小,且低转速使射流受到的切向速度较小,一

部分进入喷嘴,另一部分冲击上盘腔壁面并部分流入旋转方向下游喷嘴,部分返回原喷嘴。高转速下,鼓筒孔射流受到的切向速度增大,向旋转方向偏转,部分气流与上下游鼓筒孔的进气发生掺混,后为喷嘴供气。进入喷嘴后,由于喷嘴轴线方向与盘腔旋转方向相反,气流运动方向被强制改变,相对切向速度方向与盘腔旋转方向相反,由流线图亦可以看出。喷嘴出口处圆管型气流流通面积较叶栅型小,随着转速增大,气流逐渐向压力面集中,因此,为通过相同流量,圆管需要更大的压差。之后进入下游盘腔,此时气流的相对切向速度方向仍然与盘腔旋转方向相反,在切向哥式力的作用下,气流切向速度增大,表现为在低半径处气流切向速度与当地盘腔旋转速度相差减小。

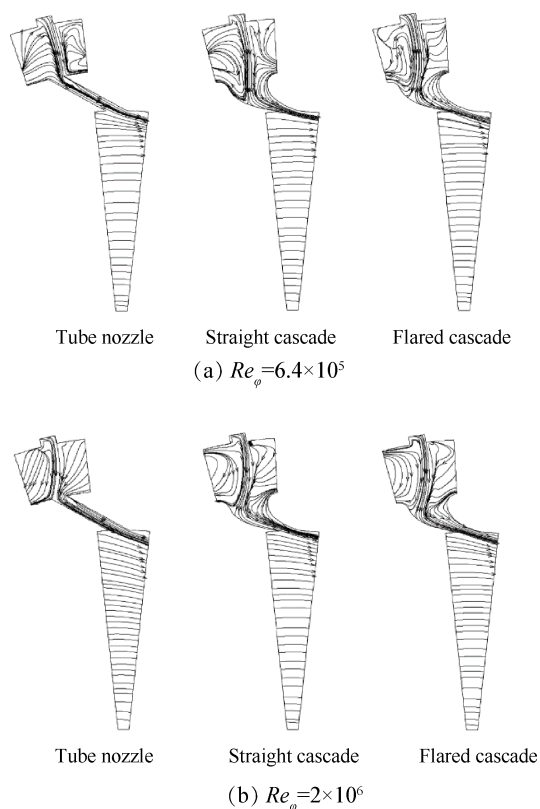


Fig. 4 Streamlines on the cross section

图5为旋转雷诺数为  $6.4 \times 10^5$  和  $2 \times 10^6$  时,圆管、直叶栅与扩口叶栅喷嘴  $z=0$  截面的旋流比云图。

相同转速下不同喷嘴结构对应的上盘腔旋流比分布类似,基本都为  $Sr$  略大于1,此时气流的切向速度大于转盘的旋转速度,气流对盘腔做功,不同之处为圆管进口面积小,气流突缩进入喷嘴带来较大局部压力损失,并在管壁约束下强制改变气流方向,因此圆管型喷嘴中大部分气流的相对切向速度方向与

转盘旋转方向相反,叶栅型喷嘴不同于圆管的突缩进口,气流沿着叶栅壁面平滑进入喷嘴,压力损失较小,在喷嘴上半部  $Sr$  仍接近1,只有局部升高,有利于气流的向下游流动,因此叶栅型喷嘴去旋效果更好。而相同结构下,由于低转速盘腔旋转效应弱,去旋效应明显,表现为比相同位置下高转速的  $Sr$  低。喷嘴出口附近旋流比  $< 0$ ,结合上文流线图分析可知,由于喷嘴的强制作用使得气流切向速度方向由与盘腔旋转方向相同转为与盘腔旋转方向相反,随后在下游盘腔由于哥式力的作用,旋流比逐渐增大,图5云图仅显示喷嘴及其上下游部分。

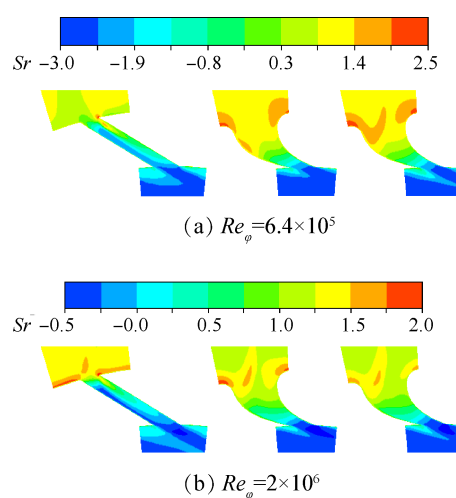


Fig. 5  $Sr$  contours on the cross section of de-swirl nozzle

去旋喷嘴的存在阻止了气流切向速度的发展,并使旋流比降低,虽然在其下游盘腔旋流比仍会上升,但处于较低范围内,气流受到的径向哥式力会比无去旋喷嘴时小,有利于气流径向流动,降低总压损失。

### 3.2 压力损失分析

图6为旋转雷诺数为  $6.4 \times 10^5$  和  $2 \times 10^6$  时,三种喷嘴结构下  $z=0$  截面的相对总压分布云图。由图6可以发现,相对总压分布一定程度上反映了气体流动状态,从鼓筒孔出的射流的相对总压最大,并沿着主流方向有微弱减小,直到冲击到下壁面产生较大压力损失。圆管型的压力损失先在喷嘴进口产生,并在喷嘴的吸力面一侧继续降低,最终使得喷嘴出口的总压相对较低,这是因为圆管进口面积小,喷嘴进口气流偏折角较大,需要更大压差才能利于流体流通,并且随着转速增大,喷嘴进口气流偏转角增大,喷嘴进出口压差也随之增大,叶栅型的压力损失主要产生在喷嘴内,气流冲击叶栅壁,流动方向发生改变,带来局部压力损失,由于叶栅型喷嘴的结构优

势,使得进口气流偏折角较小,流动均匀且流通面积大,因此叶栅喷嘴内产生的压力损失较圆管小。

而在下游盘腔,虽然三种模型下的总压损失范围不同,但分布规律都相似,由于哥式力的作用,气流切向速度重新发展,从而使得径向速度向低半径逐渐减小,影响气流径向内流,因此随着半径降低,气流相对总压逐渐减小。

三种喷嘴结构的盘腔压力损失分布曲线如图7所示。其中图7(a)为喷嘴内总压损失系数 $C_{p,n}$ 随旋转雷诺数的变化规律,图7(b)为系统总压损失系数 $C_p$ 随旋转雷诺数的变化规律。

随着旋转雷诺数的增大, $C_{p,n}$ 与 $C_p$ 都是下降的,观察图7(a)可以发现,在相同雷诺数下圆管内的总压损失系数很大,且在低旋转雷诺数下与叶栅型喷嘴的总压损失系数差距较大,这是由于低转速下,气流受到的切向哥式力较小,主要以径向速度为主,叶栅型喷嘴由于其进口面积大而使得气流能在较小损失下进入喷嘴,比圆管型优势大,随着转速增大,气流切向速度逐渐增大,叶栅型喷嘴的这一优势便逐渐减弱,但叶栅的平滑通道及较大出口流通面积使得其总压损失系数一直低于圆管型喷嘴。而对比直叶栅与扩口叶栅发现其总压损失系数差别不大,这是

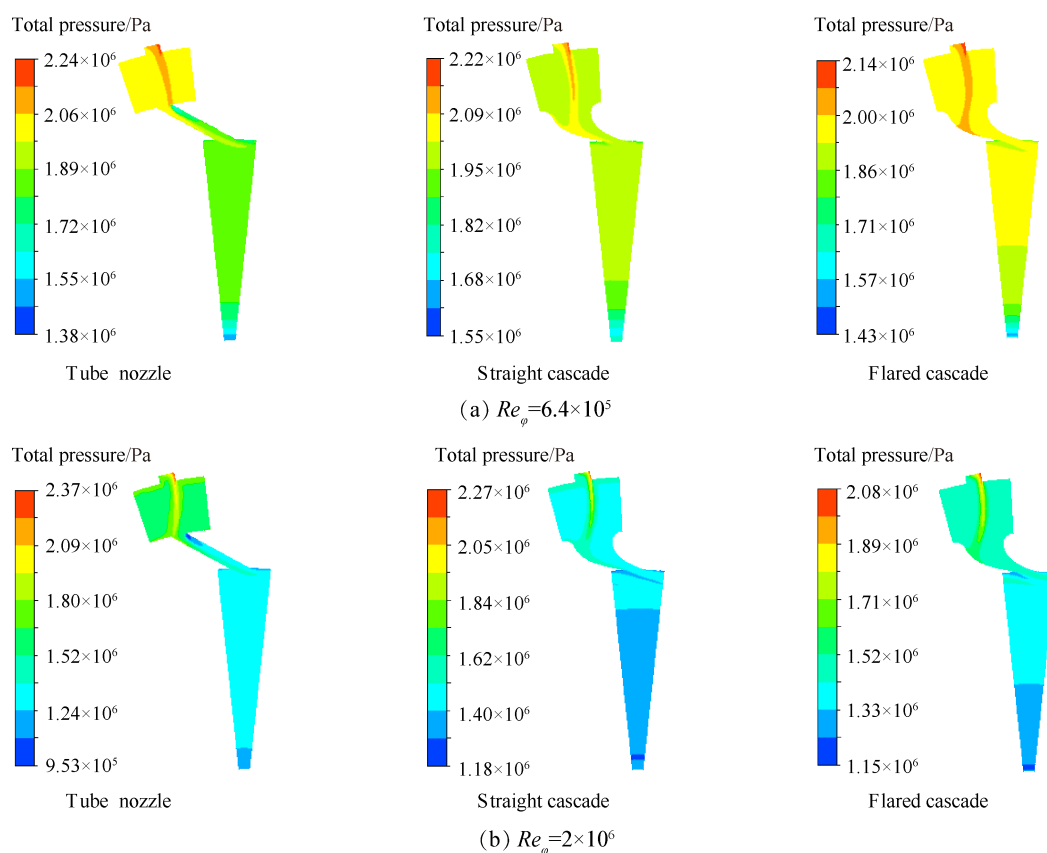


Fig. 6 Relative total pressure on the cross section

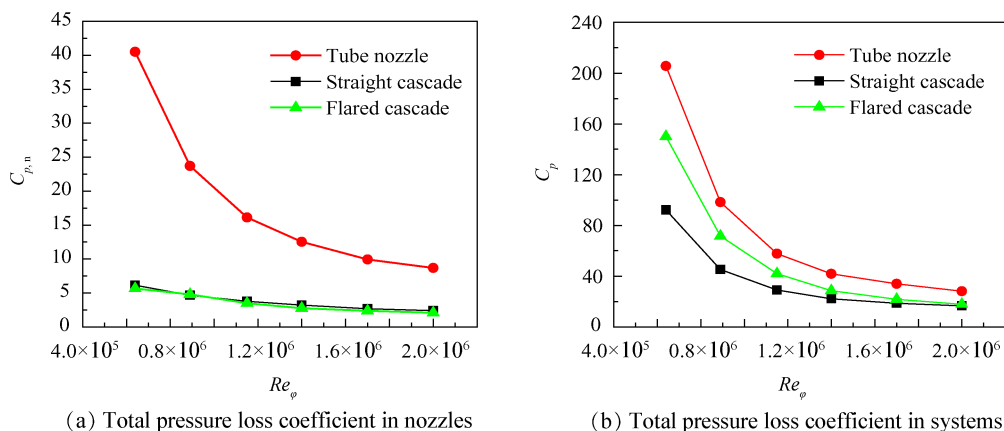


Fig. 7 Total pressure loss coefficient of the disc cavity with different nozzles

由于这两种喷嘴内的流场结构类似,出口流通面积相近。观察图7(b)可以发现相同雷诺数下圆管型的系统总压损失系数最大,直叶栅的最小,扩口叶栅的介于两者之间。这反映了系统进出口相对总压差的大小。其中叶栅的系统总压损失系数比圆管降低了40%以上,扩口叶栅的系统总压系数比圆管降低了27%以上。由上文流程图与云图均可看出,圆管型系统损失最大,而叶栅型两种喷嘴结构,虽然其喷嘴内的压力损失相近,但由于其结构上的不同而造成系统整体流通能力的差别,扩口叶栅进口为渐缩型通道,使得上游盘腔中气流的流动方向与喷嘴入口方向的夹角比直叶栅更大,这导致流体需要更高的压差才能流入扩口叶栅喷嘴内,因此扩口叶栅系统总压损失系数更大一些。此结论也与文献[16]结论一致。

## 4 结 论

本文对叶栅型去旋喷嘴开展了研究,并与圆管型作对比,可以得到以下一些结论:

(1)叶栅型与圆管型喷嘴总压损失系数的变化趋势一致,随着转速增大而减小。

(2)直叶栅与扩口叶栅喷嘴由于其流场结构相似,相同旋转雷诺数下的喷嘴总压损失系数很相近。

(3)叶栅型喷嘴在流动路径上更符合空气动力学,因此在降低压力损失上效果较好,直叶栅与扩口叶栅的系统总压损失系数均比圆管分别显著降低40%、27%以上。

(4)叶栅喷嘴进口采用扩口型对降低系统总压损失系数不利。

## 参考文献

- [ 1 ] Firouzian M, Owen J M, Pincombe J R, et al. Flow and Heat Transfer in a Rotating Cavity with a Radial Inflow of Fluid, Part 1: The Flow Structure[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1985, 6(4): 228-234.
- [ 2 ] Firouzian M, Owen J M, Pincombe J R, et al. Flow and Heat Transfer in a Rotating Cylindrical Cavity with a Radial Inflow of Fluid, Part 2: Velocity, Pressure and Heat Transfer Measurements[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1986, 7(1): 21-27.
- [ 3 ] Farthing P R, Owen J M. De-Swirlled Radial Inflow in a Rotating Cavity[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1991, 12(1): 63-70.
- [ 4 ] Farthing P R, Chew J W, Owen J M. The Use of De-Swirl Nozzles to Reduce the Pressure Drop in a Rotating Cavity with a Radial Inflow[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1989, 113(1): 106-114.
- [ 5 ] Gan X, Kilic M, Owen J M. Superposed Flow Between Two Discs Contrarotating at Differential Speeds[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1994, 15(6): 438-446.
- [ 6 ] Hide R. On Source-Sink Flows in Rotating[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1968, 32: 737-764.
- [ 7 ] Wormley D N. An Analytical Model for the Incompressible Flow in Short Vortex Chambers[J]. *Journal of Basic Engineering*, 1969, 91(2): 264-272.
- [ 8 ] Negulescu D, Pfitzner M. Secondary Air Systems in Aeroengines Employing Vortex Reducers [R]. *ASME 2001-GT-0198*.
- [ 9 ] Pfitzner M, Waschka W. Development of an Aeroengine Secondary Air System Employing Vortex Reducers [C]. *Yokohama: 22nd ICAS Congress*, 2000.
- [ 10 ] 武亚勇. 反预旋进气旋转盘腔系统的流场实验与计算研究[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
- [ 11 ] 陈阳春. 带去旋系统的旋转盘腔内流动和换热的数值研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009.
- [ 12 ] 呼艳丽, 郭文, 王蕾, 等. 反旋喷嘴进气旋转盘腔压力损失特性[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(8): 1866-1873.
- [ 13 ] 王远东, 金峰, 王志雄. 导流板式减涡器对共转盘腔流动特性影响的实验研究[J]. *重庆理工大学学报(自然科学)*, 2016, 30(12): 55-62.
- [ 14 ] 单文娟. 发动机内/外部引气结构流动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
- [ 15 ] 廖乃冰, 周志翔, 邱长波. 空气系统径向内流引气的流动特性数值分析[J]. *推进技术*, 2014, 35(3): 378-383. (LIAO Nai-bing, ZHOU Zhi-xiang, QIU Chang-bo. Numerical Simulation of Radial Inflow in Air System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(3): 378-383.)
- [ 16 ] 张光宇, 王锁芳, 夏子龙, 等. 喷嘴结构对去旋系统减阻特性影响的数值研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(5): 979-985. (ZHANG Guang-yu, WANG Suo-fang, XIA Zi-long, et al. Numerical Investigation on Effects of Varied De-Swirl Nozzle Configurations on Drag Reduction Performance of De-Swirl System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(5): 979-985.)

(编辑:张贺)