

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.04.002

压气机盘腔径向引流减涡器研究综述

罗翔^{1,2} 白阳¹ 何建¹

(1.北京航空航天大学能源与动力工程学院航空发动机气动热力国家级重点实验室,北京,100191;
2.北京航空航天大学先进航空发动机协同创新中心,北京,100191)

摘要: 径向引流减涡器通常位于航空发动机压气机盘腔中,通过抑制气流周向速度的发展从而降低空气系统引气过程中的压力损失,对于提升发动机效率有着十分重要的作用。本文对压气机盘腔径向引流减涡器的相关研究进行综述。研究表明:常用的减涡器包括减涡管、去旋喷嘴、翅片和导流板等结构。其中,管式减涡器的研究和应用最多,其减阻效果较好,但存在着质量较大,且在高速旋转时易产生振动等问题;去旋喷嘴质量较轻,但也有着流量不稳定的现象;导流板同样有着安装和稳定上的问题。有学者尝试对减涡管和去旋喷嘴的结构进行改进,均取得了一定的优化效果。通过对现有研究的梳理可以发现:目前还缺乏描述总压损失的理论模型,熵分析可以作为新的入手点研究总压损失机理。近期研究表明总压损失主要出现在转折位置,这一点与静压损失有所不同,也为减涡器的改进优化提供了思路。

关键词: 压气机盘腔;径向引流;压力损失;减涡器

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)04-0427-11

Review of Vortex Reducer in Radial Inflow of Compressor Disk Cavity

LUO Xiang^{1,2}, BAI Yang¹, HE Jian¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing, 100191, China; 2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-engine, Beihang University, Beijing, 100191, China)

Abstract: The vortex reducer located in the compressor disc cavity can reduce the pressure loss of the air system during the process of radial inflow by suppressing the tangential velocity of the air. It plays an important role in improving the efficiency of the engine. At present, the vortex reducers mainly include tube, de-swirling nozzle, fin and baffle. The tubed vortex reducer has the most research and application. But there are some problems, such as large mass and vibration in high-speed rotation. The mass of the de-swirl nozzle is less, but there is also a phenomenon of flow instability. The baffle also has the problems of installation and stability. Some scholars have tried to improve the structure. However, in the current research, there is no theoretical model to describe the total pressure loss. Entropy analysis can be used as a new way to study the mechanism of total pressure loss. Recent studies show that the total pressure loss mainly occurs at the turning point, which is different from the static pressure loss, and also provides ideas for the optimization of the vortex reducer.

Key words: compressor disk cavity; radial inflow; pressure loss; vortex reducer

对于航空发动机所采用的布雷顿循环而言,涡轮前温度的提升可以有效地提高发动机效率和推重比,但同时也导致航空发动机热端部件所处的工作环境不断恶化,这就需要热端部件冷却技术的提高。

目前涡轮处所采用的冷却方式多为气膜冷却,其所需的冷却气体通常是从压气机的适当位置抽取高压气体,经由发动机主流道周围各种特殊的引流结构引致涡轮段,实现涡轮叶片和涡轮盘的冷却。

收稿日期: 2019-07-22; **修订日期:** 2019-08-01

作者简介: 罗翔,男,1973年12月生,博士,教授,博士生导师。主要研究方向为航空发动机热防护技术及旋转部件的流动和换热。近年主持并完成国家自然科学基金、九七三、航空科学基金、APXX等科研项目多项,发表多篇SCI/EI等论文。

通信作者: 罗翔, E-mail: xiang.luo@buaa.edu.cn。

引用格式: 罗翔,白阳,何建. 压气机盘腔径向引流减涡器研究综述[J]. 南京航空航天大学学报,2019,51(4):427-437.
LUO Xiang, BAI Yang, HE Jian. Review of Vortex Reducer in Radial Inflow of Compressor Disk Cavity[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(4): 427-437.

上述冷却气体主要由高压压气机主流进行引气^[1]。从减少涡轮功损失、提高冷却效率的角度出发,应尽可能从压气机的前面级进行引气。为了保证冷却气体正常流出从而完成对相关部件的冷却,需要确保冷却气流出时具有一定的压力,因此,需要采取措施降低冷却气流在引气过程中所出现的压力损失。

目前,对上述引气过程沿程损失的研究主要集中在压气机盘腔段中,这一部分是典型的径向内流旋转系流动,具有源汇流动结构。20世纪80年代开始了对这一流动结构的理论推导和实验研究。相关结果表明,静压损失主要是由于离心力和因周向速度发展而出现的径向哥氏力造成。为限制气流周向速度的发展,提出了不同类型的减涡器以减少因径向哥氏力所造成的沿程损失。

常见的减涡器主要有减涡管、去旋喷嘴、翅片和导流板等结构。众多研究者对减涡管数量、长度,去旋喷嘴角度,翅片和导流板的数量、曲率等结构参数和工况影响进行了广泛的研究,以上的减涡结构均对降低盘腔内压力损失具有一定效果,且管式减涡器已经得到了广泛的实际应用,但这些减涡器仍存在着各自的问题。近期有数值计算结果表明,径向内流旋转盘腔中主要的总压损失并未发生在径向内流段中,而是出现在轴段的转折位置。同时,减涡器的存在不可避免地会导致气流对减涡结构做功,引起气流总压下降,但还缺乏描述盘腔和减涡器内总压损失的理论模型。

本文从压气机盘腔径向内流流动和压力损失机制出发,就典型的减涡器减阻机理和各自的特点进行分析,并对存在的问题和后续研究进行剖析。

1 径向内流流动

1.1 流动结构

作为发动机空气系统的起始段,压气机盘腔中的引气属于径向内流旋转系结构,减涡器的使用也是在这一特定流动背景下对其中问题的优化。

Hide^[2]最早对径向内流等温盘腔在层流下的流动进行了分析,将其划分为了源区、埃克曼层、汇区及核心区等区域。流体从入口流入源区,逐步被卷入两个埃克曼边界层中,再从汇区汇合流出,并在两个埃克曼层中央形成旋转核心区。之后 Barcilon 等^[3]、Bennetts 等^[4-5]及 Chew 等^[6]又分别对这一流动结构进行了分析和数学推导。Owen 等^[7]求解了线性和非线性埃克曼边界层方程,得到了动量积分方程的解,从而将 Hide 模型推广到了湍流,建立了如图1所示的径向内流盘腔的源-汇流动模型并给出了相关的计算公式。

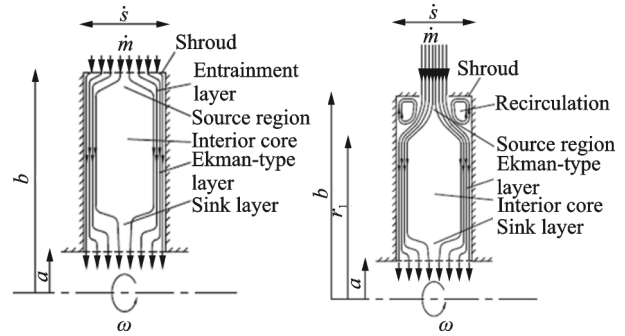


图1 源-汇流动结构^[8]

Fig.1 Schematic diagram of source-sink flow^[8]

在盘腔入口处,气流具有明显的切向速度,这一切向速度使用预旋系数 c 表示。当 $c = 1$ 时,入口处不存在回流区;当 $c < 1$ 时,气流在入口处形成两个回流区。

后续的研究者^[9-11]通过流场显示技术和数值模拟等方式对流动结构进行了研究,所得到的结果很好地吻合了 Owen 等^[7]提出的源-汇流动结构。源区的大小则随流量与转速之比的增大而增大,反映在无量纲数上,随罗斯比数 Ro 和湍流参数 λ_T 递增^[12]。

1.2 压力损失

1.2.1 静压损失

对于径向内流旋转盘腔内气流的静压损失情况, Firouzian 等^[13]和 Farthing 等^[14]根据上述的源-汇流动模型,通过对压力梯度和周向速度分布情况的积分,分别推导了基于线性方程和非线性方程的静压系数分布公式。结果表明,除了结构参数 x_a 外,压力系数 C_p 与源区半径 x_e 和湍流参数 λ_T 相关。Johnson 等^[15]则在实验中发现 C_p 随 c 的增大而增大。

Chew 等^[16]对气体压缩性与 C_p 的关系进行了分析,认为在考虑气体压缩性的情况下, C_p 除了与 λ_T 和 x_e 相关外,还和入口静压相关。并应用冯-卡曼动量积分法,增加了对源区内裹入边界层的处理,与实验数据的吻合程度相较于 Firouzian 等^[13]的方法有了一定的提高。

由于源区盘面处存在径向出流,发生了与入口气流的掺混,改变了实际入流的旋流系数,使用有效旋流系数 C_{eff} 替代 c 可以更为准确地计算盘腔内的流动情况^[14]。假设掺混仅发生在薄层并且盘罩摩擦力矩与流体角动量改变量一致,可以对 C_{eff} 进行计算,但计算过程较为复杂。蔡超凡^[12]对 C_{eff} 随 Ro 的变化进行了拟合,提出了式(1)经验公式,简化了 C_{eff} 的计算。

$$C_{eff} = 0.73e^{-105Ro} + c \quad (1)$$

1.2.2 总压损失

相对于静压,总压更能反映气流的能量损失情况并且在实验中更易测量,因此在进行相关模拟和实验时,尤其是国内学者们,更多地选择总压损失

作为测量参数进行研究。但对于总压损失的理论推导则较为缺乏,相关研究主要集中在无量纲参数对于总压损失的影响上。

在径向入流旋转盘腔中,总压损失随旋转雷诺数 Re_ω 的增加而增加,同时 Re_ω 决定了总压损失与流量系数 C_w 的关系,当 Re_ω 较小时,总压损失随 C_w 增大而增加;当 Re_ω 较大时,总压损失随 C_w 增大先减小后增加^[17]。

如图 2 所示,总压系数 C_p^* 随 λ_T 和 Ro 呈现先减小后增大的趋势,当源区恰好占满盘腔时 C_p^* 达到最小,并且当源区未占满盘腔时 λ_T 对 C_p^* 拟合更好,源区发展至充满盘腔后 Ro 对 C_p^* 拟合更好^[12]。

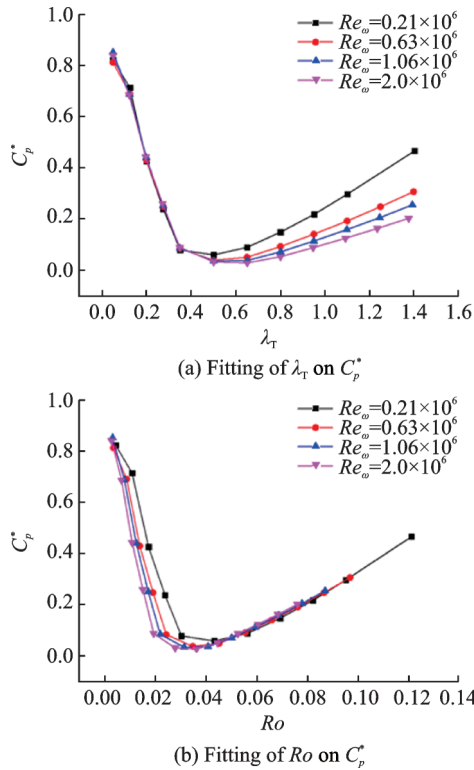


图 2 λ_T 与 Ro 对 C_p^* 的拟合效果对比^[12]

Fig.2 Comparison of fitting effect of λ_T and Ro on C_p^*

这一研究中还发现总压在旋转腔内的损失位置和静压有所不同。图 3 为不同减涡管长径向压比分布图,图中 π 为当地总压与入口总压之比。如

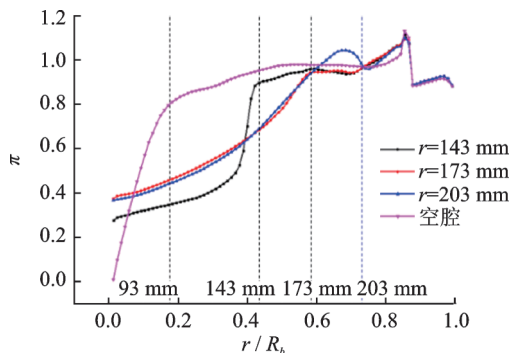


图 3 不同减涡管长径向压比分布图^[12]

Fig.3 Distribution of radial pressure ratio for different length of tube vortex reducer^[12]

图 3 所示,由“空腔”曲线可以看出总压损失主要出现在盘腔到轴向段的转折位置(即图中 $r < 93$ mm 处),在旋转腔内部基本保持不变,这一发现为降低总压损失的减涡器设计提供了新的思路。

1.3 损失原因

1.3.1 离心力与哥氏力

在旋转圆柱坐标系下,设旋转轴为 z 轴,旋转速度为 ω ,旋转坐标系下的速度分量为 u, v, w 。对于气体而言,重力作用可以忽略,而黏性力主要存在于边界层内,主流区域则可以忽略不计,因此可以忽略动量方程中的体积力与黏性力项^[18],物性参数为常数,N-S 方程中的动量方程可以转化为

$$u \frac{\partial u}{\partial r} + u \frac{\partial u}{\partial z} - \frac{v^2}{r} - 2\omega v - \omega^2 r = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} \quad (2)$$

式中: $-2\omega v$ 为哥氏力项, $-\omega^2 r$ 为离心力项。当速度分量 u, v, w 和其一阶导数相对于旋转速度 ω 为小量,即忽略惯性力时,式(2)可进一步简化为

$$-2\omega v - \omega^2 r = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} \quad (3)$$

静压梯度主要受哥氏力和离心力影响,图 4 中给出了径向内流旋转盘腔的流体受力情况。对某一质点 P 而言,在旋转作用下,径向流动会产生周向哥氏力 $-2\rho\omega u$,使得气流在周向哥氏力的作用下周向速度不断增大。而周向流动会在旋转的作用下产生一个沿径向指向盘外的径向哥氏力 $-2\rho\omega v$,为平衡径向哥氏力和离心力的作用,气流静压在径向内流过程中不断降低,造成静压损失。

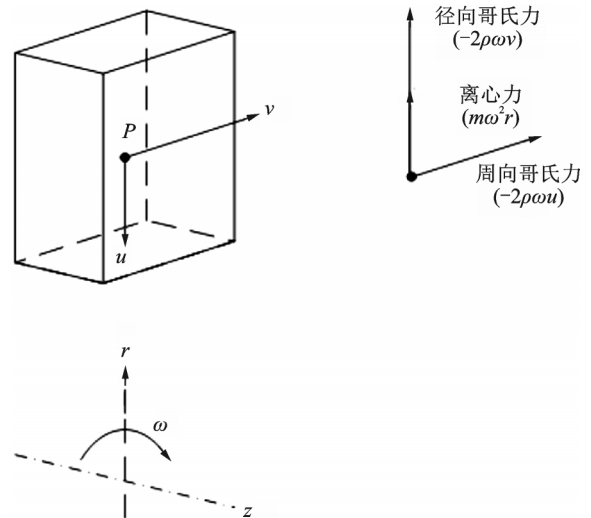


图 4 圆柱坐标系下旋转盘腔内流体受力分析

Fig.4 Force analysis of fluid in rotating cavity in cylindrical coordinate system

考虑到气流在核区的周向速度远大于径向速度,产生的径向哥氏力是流动损失的主要原因,因此减小气流在核区的周向速度的发展,成为减少压

力损失的关键。目前的减涡器也是从减小径向哥氏力的角度出发以达到降低静压损失的目的。

1.3.2 熵分析

以上哥氏力和离心力造成静压差可以很好地解释旋转盘腔中出现静压损失的原因,但对于总压损失不能很好地阐述其机理,需要引入其他方法进行分析。总压的变化主要和以下3个因素有关:做功、传热和黏性耗散。

对于径向入流旋转盘腔而言,气流与盘腔之间的相互做功可以忽略不计,传热同样不是影响气流总压的主导因素。因此,造成旋转盘腔内总压损失的主导因素应当是黏性耗散。式(4)中给出了绝能情况下,总压变化和熵增之间的关系^[19]

$$\Delta S = C_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{p_2}{p_1} = C_p \ln \left(\frac{p_1^*}{p_2^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (4)$$

由式(4)可见总压压比在绝能情况下是熵增的函数,忽略内部流体与外界的传热,即忽略熵流,流体的熵增 ΔS 由熵产所决定。对于温度变化不大的流体,熵产主要来源于速度差导致的黏性耗散^[20]。Fabian等^[21]将熵产分为了直接耗散项和湍流耗散项,并给出了熵产的计算公式。

如图5所示,在无减涡结构的空腔中,熵增和总压损失主要发生在盘腔低半径的转折位置($x < 0.37$ 处),与图3中的空腔总压分布情况^[12]一致。可见,总压损失和熵增在旋转盘腔中是密切相关的。在减涡器的研究中引入熵分析的方法对于分析研

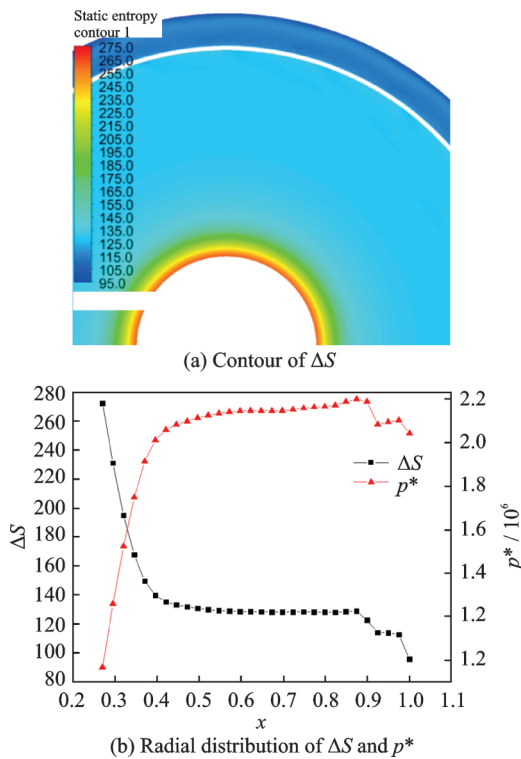


图5 径向入流旋转腔熵分析
Fig.5 Entropy analysis of radial rotating inflow

究盘腔内的总压损失十分有帮助。通过分析熵的变化情况,如熵增的发生位置,发生原因等,可以明确总压损失的发生机理,有效地帮助研究者进行减涡器的设计和改进。

2 去旋喷嘴

2.1 减阻机理

静压损失的理论推导^[13-14]和实验^[15]均可以证实入口旋流系数 c 的减小可以降低 C_p 。因此,Farthing等^[22]最早提出了添加去旋喷嘴以降低 c ,并提出了通流系数 C_d 的概念。这一系数与流体进入去旋孔的入射角有关,入射角越小则 C_d 越大,在入口因流动分离所造成的损失也就越小^[23]。

对于去旋喷嘴式减涡器而言,盘腔中的压力损失系数由去旋角度 θ 、流量系数 C_w 和旋转雷诺数 Re_ω 共同决定,而喷嘴内的损失则取决于 θ 和喷嘴结构。因此,对于去旋喷嘴的研究主要就集中在去旋角度、流量和旋转速度等方面,少数学者对喷嘴结构进行了研究。

2.2 去旋角度

一般来讲,去旋角度的减小降低了旋转腔中的周相速度 u_θ ,从而减少了径向哥氏力,降低了腔内的静压损失,可以认为去旋角度越小则减阻能力越强。杨守辉等^[24]和夏子龙等^[25]在旋转雷诺数 $Re_\omega < 3 \times 10^5$ 时的研究即验证了以上观点。

呼艳丽等^[26]的实验则增加了工况,对更大的 Re_ω 进行了研究,当 $Re_\omega > 4.97 \times 10^5$ 时,如图6所

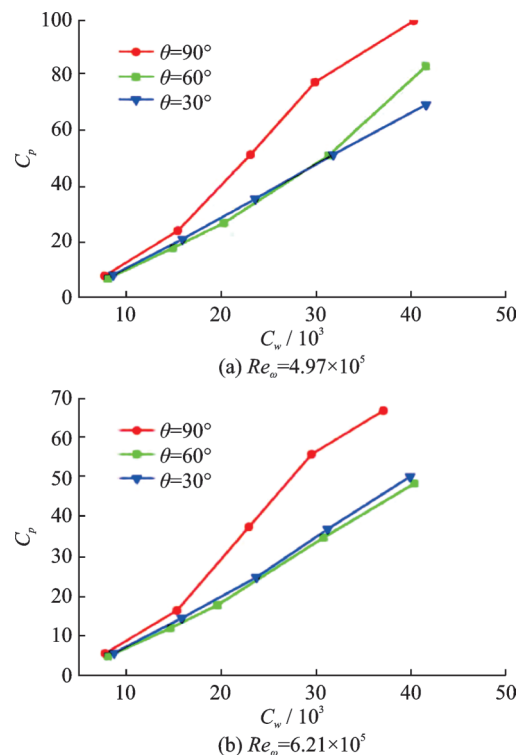


图6 不同去旋角度下 C_p 的特性曲线^[26]
Fig.6 Effect of de-swirled nozzles to C_p ^[26]

示,不同的去旋角度之间的 C_p 并未出现明显的区别,这是由于入口处滞区所发生的掺混,切向速度发生改变造成的。

2.3 流量和转速

如图 7 所示,盘腔内静压系数 $C_{p,c}$ 随 C_w 呈现“S 形曲线”,并且“拐点”随 Re_ω 的增大,相应的 C_w 有所增加。总的静压损失系数 $C_{p,t}$ 随 C_w 的变化其“S 形曲线”特征有所减弱,变化为近乎单调的状态^[22]。后续的研究也都验证了上述“S 形曲线”规律^[27-30]。这种特殊的 S 形规律,导致去旋孔式减涡器的流动中存在迟滞效应,容易造成发动机在过渡态工况下引气流量骤降,有燃气入侵甚至发动机失效的风险。David 等^[31]研究了去旋喷嘴式减涡器的迟滞效应,建立了一个一维非定常的旋流盘腔的瞬态模型,可更准确地预测盘风阻,切向速度和压力梯度。

出现上述“S 形曲线”的原因在于: C_w 较低时,旋转效应是影响盘腔内流动结构的主要因素,因此流动阻力随 C_w 的增大而增大;随着 C_w 的增大,去旋进气效应的进一步增强,盘腔内流动结构由去旋进气效应和旋转效应共同控制,由于去旋进气切向速度与盘腔旋转速度方向相反,则盘腔旋转效应与去旋进气效应相互抵消,流动阻力降低; C_w 进一步增加,去旋进气效应强于旋转效应,盘腔内流动结构主要由去旋进气效应控制^[32]。总压^[33]和静压^[24]损失则均随转速呈现单调递增的关系。

张光宇等^[34]对去旋孔结构进行了一定的改进,并发现收缩型入口可以增加去旋喷嘴的减阻效果。除此以外, $C_{p,t}$ 随转速增长而增长的趋势中存在一个临界转速,大于临界转速后, $C_{p,t}$ 快速增长。而去旋喷嘴的使用可有效提高旋转盘腔内压力损失开始急剧增长的临界转速。

3 管式减涡器

3.1 减阻机理

管式减涡器是目前实际应用最为广泛的减涡结构,如图 8 所示,管式减涡器是在压气机盘腔内安装若干根由盘腔外缘指向盘心的导管。由于减涡管的存在,破坏了旋转核心^[35],有效地抑制了因周向哥氏力 $-2\rho\omega u$ 而导致的周相速度增加,气流在减涡管内流动时,相对盘腔的周向速度 $v=0$,从而避免了径向哥氏力 $-2\rho\omega v$ 的产生,能够有效降低盘内的压力损失。

现阶段对于管式减涡器的理论研究还较为粗浅,缺乏可以直接描述带有减涡管的旋转盘腔中流动损失的数学模型。对于管式减涡器的研究主要集中在几何结构、出现压力损失的位置和原因以及流量和转速的影响上。

3.2 流道结构

3.2.1 鼓筒孔结构

目前对于鼓筒孔结构的改良主要是在圆形鼓筒孔的基础上增加其周向宽度。在典型的航空发

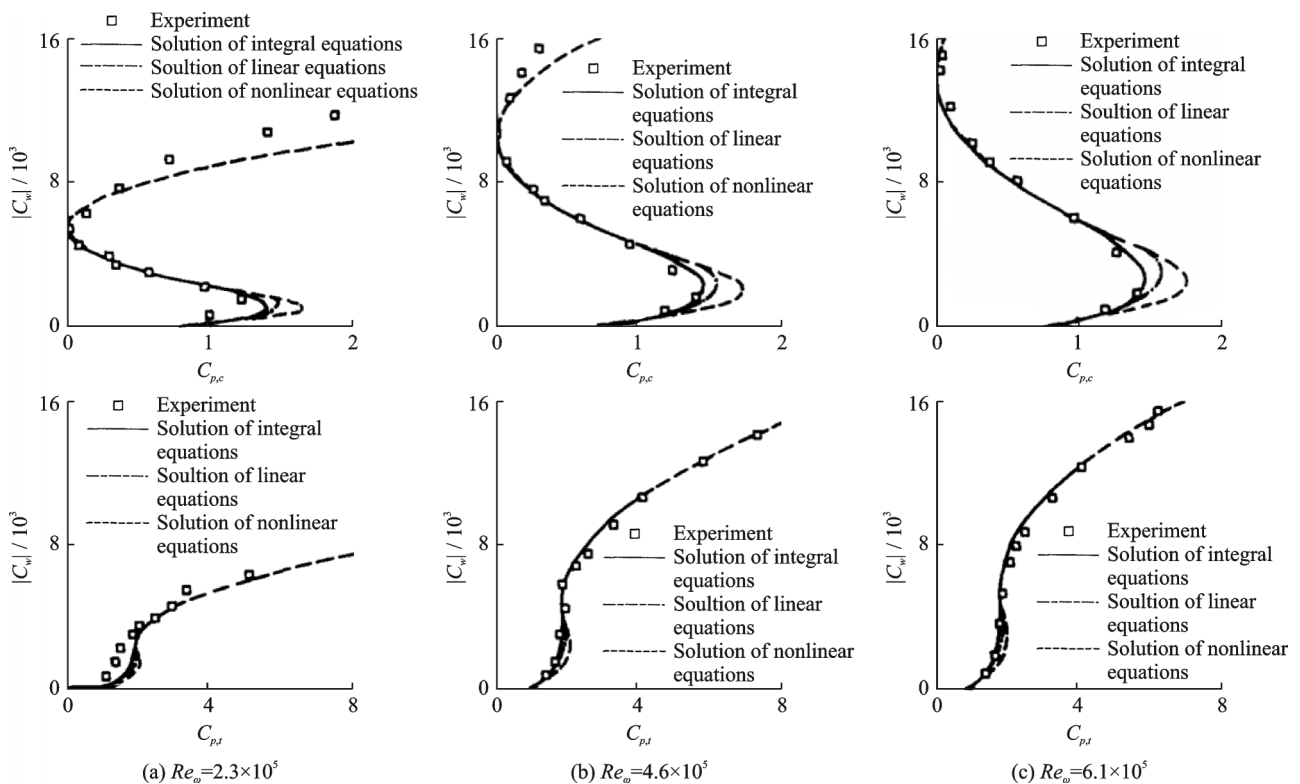


图 7 不同 Re_ω 下 C_p 随 C_w 的变化情况^[22]

Fig.7 Variation of C_p with C_w in different Re_ω ^[22]

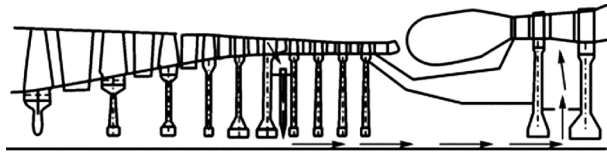


图 8 空气系统引气路径和减涡管

Fig.8 Secondary air system with internal bleed and tube vortex reducer

动机引气流道中的高转速低流量工况下^[36],鼓筒孔周向宽度越大,系统的压力损失越小^[12,37]。这是由于鼓筒孔周向长度越长,越能避免壁面对气流做功导致的周向速度增加,降低了气流内流过程中的径向哥氏力。同时,气流经过鼓筒时会出现射流掺混的过程,周向长度越小,形成的涡越小而零碎,造成了更多的掺混损失^[12]。在对比圆形鼓筒孔和长圆形鼓筒孔的研究中^[38-40],均验证了上述规律,长圆形鼓筒孔取得了更小的流动阻力。

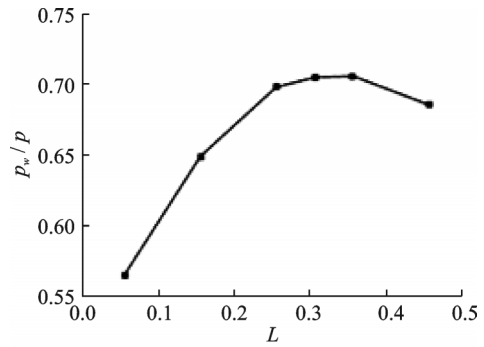
3.2.2 减涡管结构

目前,减涡管结构的出口位置较为统一,普遍位于盘腔的低半径处,出现变化的主要是其入口位置。因此,现有文献中将入口位置直接作为减涡管长度进行处理。

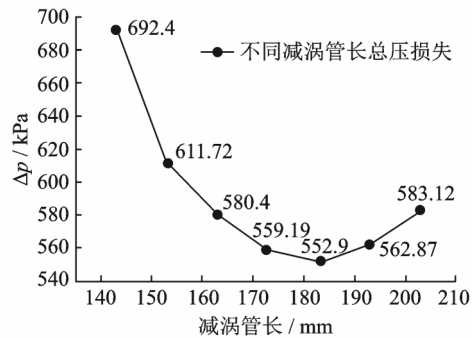
部分研究者由于实验条件的限制,减涡管长度对压力损失的影响呈现出相反的规律^[40-41]。这是因为压力损失的大小随减涡管长度的增加呈现先减小后增大的趋势^[1,12](图 9)。对于入口 $C_{eff} < 1$ 的旋转盘腔而言,盘腔内的旋流比 β 存在一个从小于 1 到大于 1 的增大过程,若减涡管较长,其入口位置位于 $\beta < 1$ 的区域,气流在减涡管内流动时的摩擦和对减涡管的做功增加;若减涡管较短,入口位于 $\beta > 1$ 的位置,气流在入口处对减涡管做功,同时存在较大的黏性耗散,因此存在一个最优的入口位置。这一位置在 $\beta = 1$ 处^[12], x 为量纲为一的半径,最优管长的计算公式应为

$$x = \sqrt{C_{eff}} \quad (5)$$

蔡超凡^[12]研究了减涡管数量对于总压损失



(a) Result in Ref.[1]



(b) Result in Ref.[12]

图 9 压力损失随减涡管长变化情况

Fig.9 Variation of pressure loss with the length of tube vortex reducer

的影响,压力损失随减涡管数量的提升而有所减低。

如图 10 所示,研究者们还提出了长短复合管^[40]、扇形减涡管^[42]、倾斜减涡管^[43]等新的结构对减涡管进行改进,在减轻重量或减少损失上取得了一定的效果。但由于加工、振动等方面的不利因素,与实际应用还有一定的距离。

3.3 压力损失位置

添加减涡管的旋转盘腔可能会出现新的压力损失,明确这些损失出现的原因和位置对于工程设计中优化管式减涡器的结构有着重要意义。但由于旋转实验测试的复杂性,相关研究主要通过数值计算的方式进行。

Peitsch 等^[44]和蔡超凡^[12]对添加了减涡管的盘

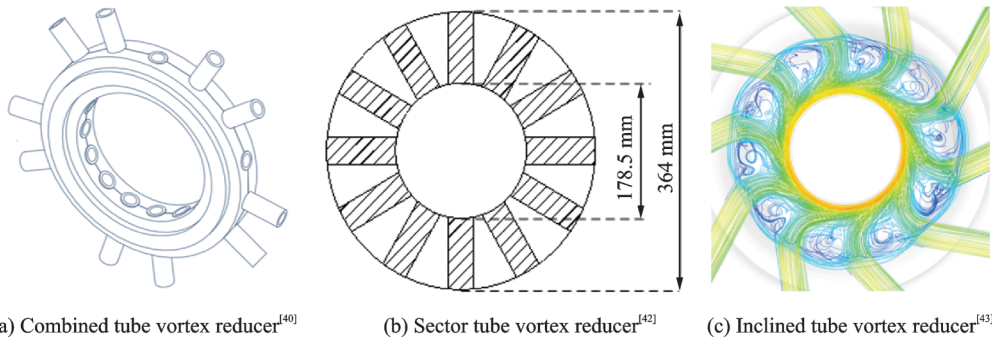


图 10 不同的减涡管结构

Fig.10 Different structure of tube vortex reducer

腔内部出现压力损失的位置进行了研究,如图 11 所示。从图 11 可以看出:鼓筒孔进口处由于流道的收缩产生一次压力损失;减涡管入口处,若气流周向速度低于盘腔转速,减涡管对流体做功,进口段总压增加,但静压有所降低,若气流周向速度高于盘腔转速,总压和静压均有所降低;沿减涡管径向内流,静压和总压均由于哥氏力和离心力的阻碍、对减涡管做功以及摩擦等因素而逐渐降低;出口后气流直接冲击轴部,再一次出现压力损失。

3.4 流量和转速

减涡管的早期研究中^[35,44]都以流量或转速直接作为变量,盘腔内的静压或总压损失均随转速或流量的增大而有所增加,而减涡管的存在则降低了压力损失。

在之后的研究中^[11,39-41]则进行了无量纲化,对 Re_w 和 C_w 进行研究,结果均表明总压系数 C_p^* 随 Re_w 的上升而下降,随 C_w 的上升而上升。在低转速高流量的情况下,出现了添加减涡管的盘腔中总压损失反而高于无减涡管盘腔的情况。可见,单纯的 Re_w 或 C_w 并不能很好地反映由惯性力和旋

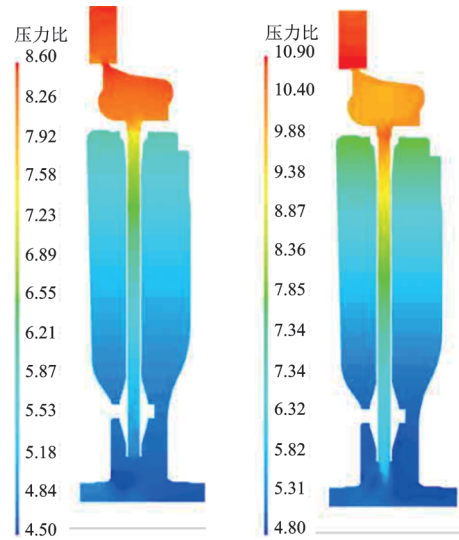


图 11 静压云图(左)和总压云图(右)^[44]

Fig.11 Contour of static(left) and total pressure ratios(right)^[44]

转效应共同控制的盘腔内的流动和压力变化情况。根据相关的理论推导^[13-14],旋转盘腔内的静压损失情况受到湍流参数 λ_T 的影响,对于总压变化则没有相应的理论研究,但经过如图 12 所示的拟合,总压损失随 λ_T 和 Ro 单调递增,并呈现二次关系。

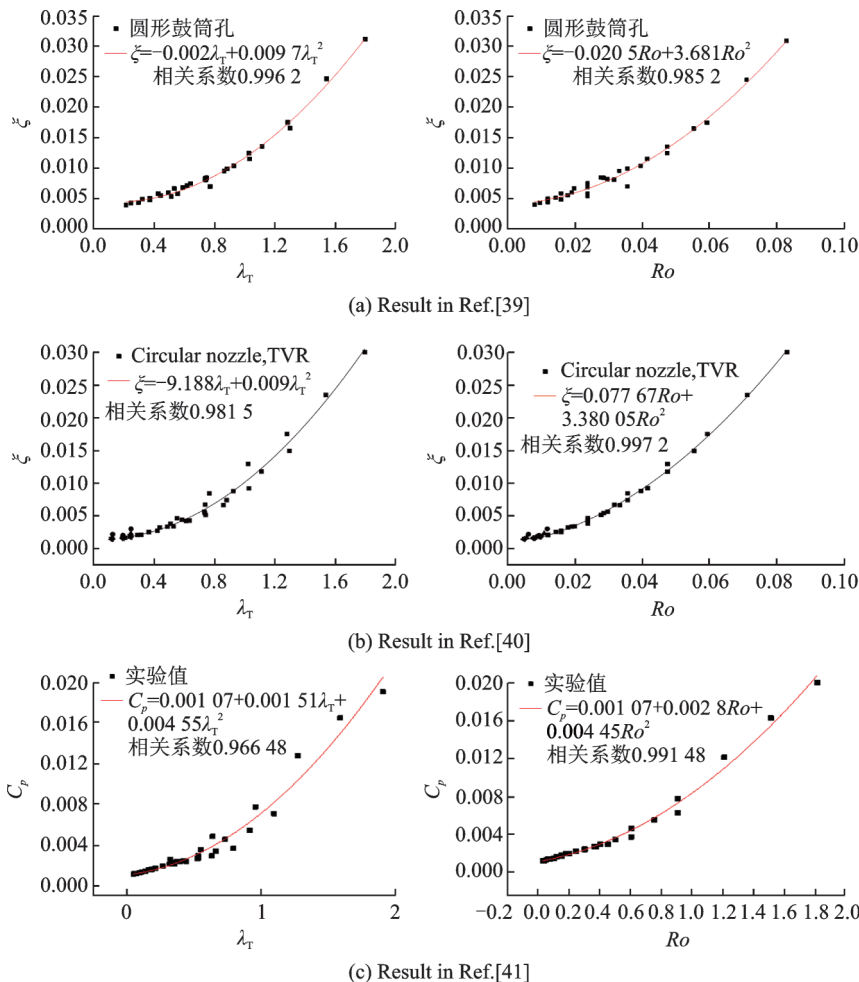


图 12 总压系数随 λ_T 和 Ro 变化情况

Fig.12 Variation of C_p with λ_T and Ro

4 翅片及导流板式减涡器

4.1 翅片式减涡器

Chew 等^[45]在旋转盘的一侧添加了翅片,并在翅片结束后的盘腔低半径处,添加了导流叶片(图13)。在理论研究中,将翅片作为粗糙表面进行处理,对气流的切向力大于无翅片盘,在一定程度上抑制了气流切向速度的增大从而降低了径向哥氏力的作用。实验中,加翅片的盘腔整体压力损失也有所降低。

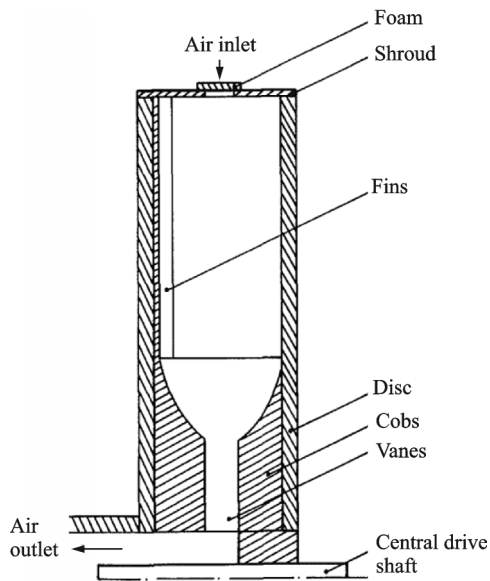


图13 旋转盘腔翅片结构简图

Fig.13 Simplified diagram of the rotating-cavity rig with fins

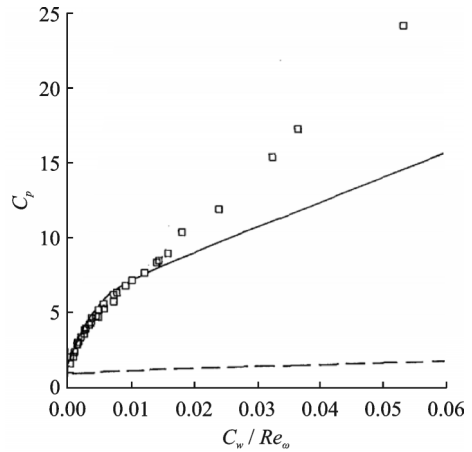
图14给出了添加翅片后 C_p 随 C_w/Re_ω 的变化情况。如图14(a)中所示,由于翅片减少了气流在盘腔中的损失,在进出口段的经验估计误差反映得较为明显。同时,若不在盘腔低半径位置处添加叶片,则出口处较大的切向速度同样会导致一定的偏差。最终理论计算结果和实验数据在 C_w/Re_ω 较大时出现明显的偏差。如图14(b)所示,在低半径处添加叶片,同时不考虑进口的损失情况,两者得到了较好的吻合。

4.2 导流板式减涡器

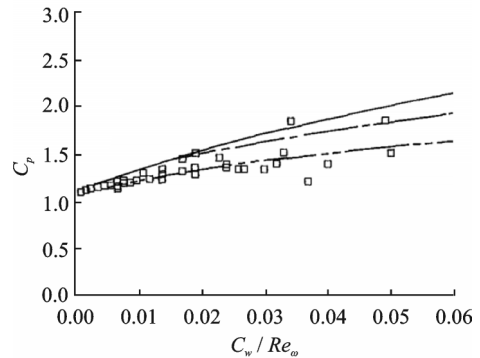
相比于导流管,导流板具有结构简单、振动较小等优点,目前成为了航空发动机中减涡器结构的重要备选方案。

如图15所示,在盘腔中添加充满整个轴向,并沿周向均匀分布的导流板同样可以起到破坏旋转核心、限制哥氏力的作用,从而降低了流动阻力,提高引气流量^[46-47]。

值得注意的是,无论是哪种类型的减涡器,其本身的存在都会对气流的流动造成阻碍,引起新的



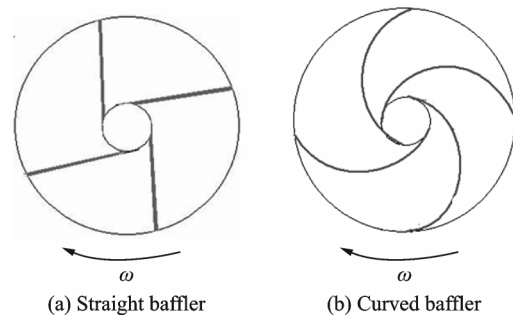
(a) Finned-disk cavity without central vanes



(b) Finned-disk cavity with central vanes

图14 添加翅片后 C_p 随 C_w/Re_ω 的变化情况

Fig.14 Variation of C_p with C_w/Re_ω for the finned-disk cavity



(a) Straight baffle (b) Curved baffle

图15 导流板板模型^[47]

Fig.15 Model of baffle vortex reducer^[47]

损失。于霄^[47]对添加了图15中的导流板式减涡器的盘腔和无减涡盘腔中的总压损失进行了研究,结果如图16所示。可以看出,当转速较大时,添加了导流板的盘腔压力损失小于空腔,且差距随转速的增加而逐渐增大。但在转速较低时,导流板通过抑制周向哥氏力降低损失的效果不明显,反而本身对气流造成了更多的阻碍,腔内的总压损失大于无减涡的空腔。

目前的研究中,由于导流板数量的限制,引气能力均随导流板数量的增加而逐渐提高^[48],虽然提高趋势有所放缓^[49],但未体现出过多的导流板设置可能会对流体造成的阻碍作用。除了数量之外,导

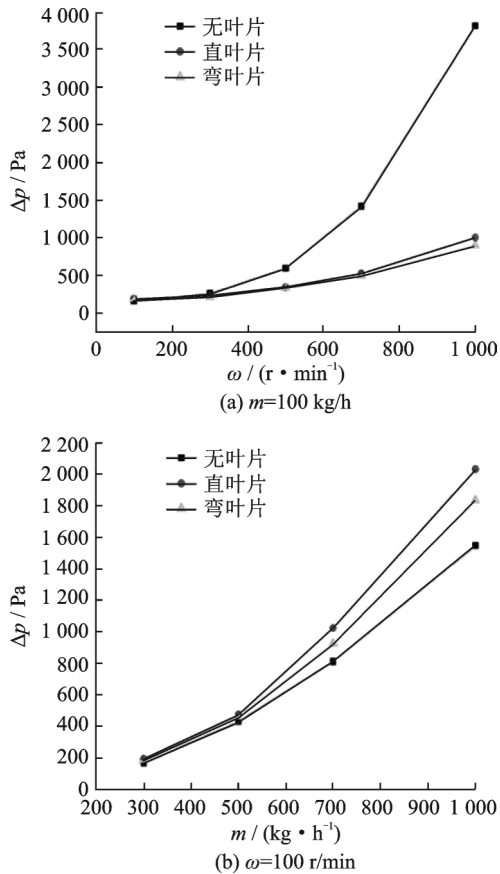
图16 无减涡盘腔与添加导流板盘腔中的总压损失情况^[47]

Fig.16 Total pressure loss of cavity with and without baffler

流板式减涡器的结构参数更加多样,导流板的长度、曲率和进出口角度等均会对减阻能力造成影响,如导流板越长、曲率变化越慢均可以提高减阻能力^[46]。

目前对于翅片和导流板式减涡器的研究还不多,也缺少描述其损失情况的理论模型。结构形式及其相关影响也较为单一,仍然有着继续优化的空间。

5 总结与展望

减涡器所在的径向引流旋转腔中的流动情况,已经建立起了源汇流动模型,对其中的静压变化情况也进行了推导并建立了数学模型。静压损失主要是由于离心力和径向哥氏力引起。从降低周向哥氏力的角度出发,研究者们提出了减涡管、去旋喷嘴、翅片及导流板等减涡器,取得了一定的减阻效果并得到了实际应用。对其工况影响和结构变化也有了规律性的认识。但这些减涡结构也存在着各自的问题,因此提出了新型结构,为减涡器的继续优化提供思路。

但目前仍然缺乏总压损失机理的研究和相应的理论。建议在下一步的工作中,通过引入熵分析等方法,研究径向入流旋转腔和减涡结构内总压损

失的发生机理并建立相应的数学模型,针对总压损失主要发生在转折处这一现象进行减涡结构设计。除此以外,减涡器的结构也仍然有着改进和优化空间,需要明确各种结构变化对压力损失的影响规律并继续进行结构优化。

参考文献:

- [1] 吴丽军,陈潇,邓双国,等.减涡器流阻特性计算分析[J].燃气轮机技术,2014,27(3):37-43.
WU Lijun, CHEN Xiao, DENG Shuangguo, et al. Flow resistance characteristics of vortex reducer computation and analysis[J]. Gas Turbine Technology, 2014, 27(3): 37-43.
- [2] HIDE R. On source-sink flows in a rotating fluid[J]. Journal of Fluid Mechanics Digital Archive, 1968, 32(4): 737-764.
- [3] BARCILON V. Some inertial modifications of the linear viscous theory of steady rotating fluid flows[J]. Physics of Fluids, 1970, 13(3): 537-554.
- [4] BENNETTS D A, HOCKING L M. On nonlinear ekman and stewartson layers in a rotating fluid[J]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 1973, 333(1595): 469-489.
- [5] BENNETTS D A, JACKSON W D N. Source-sink flows in a rotating annulus: A combined laboratory and numerical study [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1974, 66(4): 689-705.
- [6] CHEW J W, OWEN J M, PINCOMBE J R. Numerical predictions for laminar source-sink flow in a rotating cylindrical cavity [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1984, 143: 451-466.
- [7] OWEN J M, PINCOMBE J R, ROGERS R H. Source-sink flow inside a rotating cylindrical cavity[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1985, 155: 233-265.
- [8] OWEN J M, ROGERS R H. Flow and heat transfer in rotating-disc systems, Volume 2: Rotating cavities [J]. Journal of Fluid Mechanics 1995, 343: 407-411.
- [9] 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.
- [10] 于霄,罗翔,徐国强,等.用PIV技术测量径向进气旋转盘腔内的流动[J].航空动力学报,2009,24(11):2483-2488.
YU Xiao, LUO Xiang, XU Guoqiang, et al. Particle image velocimetry (PIV) measurements of the flow in a rotating cavity with a radial inflow [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2483-2488.
- [11] 冯安.径向入流旋转盘腔减涡器减阻特性研究[D].北京:北京航空航天大学,2015.

- FENG An. Investigation on varied vortex reducers in reducing the pressure drop in a rotating cavity with radial inflow [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [12] 蔡超凡. 径向内流减涡器减阻特性数值模拟研究 [D]. 北京:北京航空航天大学, 2018.
- CAI Chaofan. Investigation on numerical simulation of pressure loss characteristics of radial inflow vortex reducer [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [13] 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.
- [14] FARTHING P R, OWEN J M. De-swirled radial inflow in a rotating cavity [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1991, 12(1): 63-70.
- [15] JOHNSON B V, LIN J D, DANIELS W A, et al. Flow characteristics and stability analysis of variable-density rotating flows in compressor-disk cavities [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power*, 2006, 128(1): 461-472.
- [16] CHEW J W, SNELL R J. Prediction of the pressure distribution for radial inflow between co-rotating discs [C]//Turbo Expo 1988: Power for Land, Sea, and Air. Amsterdam: ASME, 1988: V001T01A023.
- [17] 于霄, 黄涛, 邓明春, 等. 径向进气轴向出流旋转盘腔总压损失特性研究 [J]. *航空发动机*, 2011, 37(2): 20-24.
- YU Xiao, HUANG Tao, DENG Mingchun, et al. Study on total pressure losses characteristics of rotating cavity with radial inlet and axial outflow [J]. *Aeroengine*, 2011, 37(2): 20-24.
- [18] 刘松龄, 陶智. 燃气涡轮发动机的传热和空气系统 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2018.
- [19] 冯青, 李世武, 张丽. 工程热力学 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [20] 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): 2048-5054.
- WU Heng, FENG Qing, LIU Gaowen, et al. Entropy analysis of a cover-plate pre-swirl system [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(11): 2048-5054.
- [21] FABIAN K, HEINZ H. Entropy Generation calculation for turbulent shear flows and their implementation in CFD codes [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2005, 26: 672-680.
- [22] 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 [C]//Turbo Expo 1989: Power for Land, Sea, and Air. Toronto: ASME, 1989: V001T01A076.
- [23] IDRIS A A, PULLEN K R, READ R R. The influence of incidence angle on the discharge coefficient for rotating radial orifices [C]//Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. Vienna: ASME, 2004: 307-320.
- [24] 杨守辉, 王锁芳. 不同去旋角度进气共转盘腔内流动与换热研究 [J]. *航空发动机*, 2011, 37(6): 17-20.
- YANG Shouhui, WANG Suofang. Investigation on flow and heat transfer inside co-rotating disc cavity with different de-swirl angle [J]. *Aeroengine*, 2011, 37 (6): 17-20.
- [25] 夏子龙, 王锁芳, 柴军生, 等. 去旋对转盘腔流动与换热特性数值研究 [C]//中国工程热物理学会论文. 北京: CSAA, 2015: 293-299.
- XIA Zilong, WANG Suofang, CHAI Junsheng, et al. Numerical study of pressure drop characteristics in radial de-swirl contra-rotating cavity [C]//The 2nd China Aeronautical Science and Technology Conference. Beijing: CSAA, 2015: 293-299.
- [26] 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.
- HU Yanli, GUO Wen, WANG Lei, et al. Pressure loss characteristics in a rotating cavity with de-swirled nozzles [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31 (8): 1866-1873.
- [27] DIMITRIE N, MICHAEL P. Secondary air systems in aeroengines employing vortex reducers [C]//Turbo Expo 2001: Power for Land, Sea and Air. Louisiana: ASME, 2001: 1634-1643.
- [28] PFITZNER M, WASCHKA W. Development of an aeroengine secondary air system employing vortex reducers [C]//ICAS 2000 Congress. [S. l.]: [s. n.], 2000: 511.1-511.10.
- [29] FRIEDL W, PEITSCH D, NEGULESCU D. Improvement of high pressure turbine air systems by de-swirl nozzles [C]//International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference. Montreal: ASME, 2002: 331-336.
- [30] 黄爱霞, 王锁芳. 反旋进气盘腔内流动与换热的数值模拟 [J]. *航空动力学报*, 2008, 23(9): 1684-1688.
- HUANG Aixia, WANG Suofang. Numerical simulation of flow and heat transfer inside co-rotating disc cavity with de-swirled radial inflow [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(9): 1684-1688.
- [31] DAVID M, CHEW J W, SCANLON T J. Prediction of deswirled radial inflow in rotating cavities with hysteresis [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(4): 041025.

- [32] 陈阳春,王锁芳.有去旋进气共转盘腔内流动换热数值模拟[J].航空动力学报,2010,25(8):1746-1752.
CHEN Yangchun, WANG Suofang. Numerical simulation of flow and heat transfer in the co-rotating cavity with de-swirl inflow [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1746-1752.
- [33] CHEN X, FENG Y, WU L. The experimental investigations of centripetal air bleed with tubed vortex reducer for secondary air system in gas turbine [C]// Turbo Expo 2014: Power for Land, Sea, and Air. Düsseldorf: ASME, 2014.
- [34] 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 Guangyu, WANG Suofang, XIA Zilong, 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.
- [35] GUNTHER A, UFFRECHT W, KAISER E, et al. Experimental analysis of varied vortex reducer configurations for the internal air system of jet engine gas turbines [C]// Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air. Berlin: ASME, 2008: 1563-1570.
- [36] 宁博.可调静叶对压气机盘腔管式减涡阻特性影响研究[D].北京:北京航空航天大学,2012.
NING Bo. An experimental investigation on the effect of variable stator vane angle on tubed vortex reducer for compressor cavity [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [37] 赵秋月,姜德仓,郭文,等.旋转盘腔去旋系统数值模拟[J].燃气涡轮试验与研究,2014,27(5):43-48.
ZHAO Qiuyue, LOU Decang, GUO Wen, et al. Numerical simulation for the de-swirled system in rotating cavity [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(5): 43-48.
- [38] YOUNG C, SNOWSILL G D. CFD optimisation of cooling air offtake passages within rotor cavities [C]// Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. Amsterdam: ASME, 2002: 915-923.
- [39] 冯野.高压压气机径向内流引气腔管式减阻特性研究[D].北京:北京航空航天大学,2013.
FENG Ye. Investigation on total pressure loss of high compressor centripetal air-bleed system employing tubed vortex reducers [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [40] LIANG Z R, LUO X, FENG Y, et al. Experimental investigation of pressure losses in a co-rotating cavity with radial inflow employing tubed vortex reducers with varied nozzles [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2015, 66: 304-315.
- [41] 杜禧.径向内流减涡器减阻特性实验研究[D].北京:北京航空航天大学,2018.
DU Xi. Investigation on pressure drop of centripetal air-bleed system employing tubed vortex reducers [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [42] LUO X, FENG A, QUAN Y, et al. Experimental analysis of varied vortex reducers in reducing the pressure drop in a rotating cavity with radial inflow [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2016, 77: 159-166.
- [43] SIBILLI T, CHO G, KHOLI F, et al. Numerical analysis of industrial gas turbine secondary air systems employing vortex reducers [C]// Turbo Expo 2018: Power for Land, Sea, and Air. Oslo: ASME, 2018: V05BT15A028.
- [44] PEITSCH D, STEIN M, HEIN S, et al. Numerical investigation of vortex reducer flows in the high pressure compressor of modern aeroengines [C]// Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. Amsterdam: ASME, 2002: 1125-1134.
- [45] CHEW J W, FARTHING P R, OWEN J M, et al. The use of fins to reduce the pressure drop in a rotating cavity with a radial inflow [J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(3): 349-356.
- [46] DU X, ZHU H, ZHANG Z. Numerical study on varied vortex reducer configurations for the flow path optimization in compressor cavities [C]// Turbo Expo 2011: Power for Land, Sea, and Air. Vancouver: ASME, 2011: 905-912.
- [47] 于霄.径向内流旋转盘腔流动与换热研究[D].北京:北京航空航天大学,2009.
YU Xiao. Research of the flow and heat transfer in a rotating cavity with a radial inflow [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [48] 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(自然科学版),2016,36(12):55-62.
WANG Yuandong, JIN Feng, WANG Zhixiong. Experimental research on the gas flow characteristics of the co-rotational disc cavity with bafflers [J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2016, 36(12): 55-62.
- [49] 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,2014.
SHAN Wenjuan. Study on flow characteristics of internal/external air intake structure of aeroengine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.