

康达喷气叶栅喷气内腔体拓扑优化设计及试验研究

黄伟亮¹, 张健², 张敏², 杜娟²

(1. 江苏大学流体机械工程技术研究中心, 江苏镇江 212013; 2. 中国科学院工程热物理研究所数字孪生研究中心, 北京 100190)

摘要: 为了减小从康达喷气叶栅内部流出的喷气方向与叶栅主流方向的偏差, 进一步提升康达喷气对流动分离的抑制效果, 本文基于流体拓扑优化技术及布置导流肋的方法对康达喷气叶片原始喷气内腔结构进行优化设计。采用数值计算和高速风洞试验评估优化的喷气内腔结构对康达喷气叶栅气动性能的改善效果。结果表明: 优化设计的带肋喷气内腔结构可以减小康达喷气与主流掺混的偏差角, 叶片吸力面尾缘的流动分离区域进一步减小; 在来流 Ma 为 0.5、攻角为 0° 、1.25% 喷气量下, 采用带肋喷气内腔的康达喷气叶栅总压损失系数较采用原始喷气内腔结构降低了 7.15%; 采用带肋喷气内腔结构能够使叶栅在不同工况条件下的总压损失小于原始内腔结构, 且在最佳喷气量下获得最小的总压损失系数。

关键词: 康达喷气; 高负荷压气机; 流动分离; 拓扑优化; 叶栅试验

中图分类号: V232.4 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2024.04.006

[引用本文格式] 黄伟亮, 张健, 张敏, 等. 康达喷气叶栅喷气内腔体拓扑优化设计及试验研究[J]. 热能动力工程, 2024, 39(4): 41-50. HUANG Wei-liang, ZHANG Jian, ZHANG Min, et al. Topology optimization design and experimental study of bleed air cavity in a Coanda jet cascade [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(4): 41-50.

Topology Optimization Design and Experimental Study of Bleed Air Cavity in a Coanda Jet Cascade

HUANG Wei-liang¹, ZHANG Jian², ZHANG Min², DU Juan²

(1. Reserch Center of Fluid Machinery Engineering and Technology, Jiangsu University, Zhenjiang, China, Post Code: 212013; 2. Digital Twin Research Center, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China, Post Code: 100190)

Abstract: In order to reduce the deviation between the jet direction outflowing from the inside of Coanda jet cascade and cascade mainstream direction, and further improve the inhibition effect of Coanda jet on flow separation, the structure of the original Coanda jet cascade bleed air cavity was optimized in this paper, based on the fluid topology optimization technology and the guide rib layout method. A numerical calculation and a high speed wind tunnel test were used to evaluate the enhancement effect of the bleed air cavity structure optimization on the aerodynamic performance of Coanda jet cascade. Results show that the optimized ribbed bleed air cavity structure can reduce the angle of deviation between the Coanda jet and the mainstream mixture, and the flow separation area of the trailing edge of the suction surface of the blade is reduced further; with an inflow Ma of 0.5, an angle of attack of 0° and a jet mass flow ratio of 1.25%, compared to the original bleed air cavity structure, the total pressure loss coefficient of the

收稿日期: 2023-02-28; 修订日期: 2023-05-06

基金项目: 国家自然科学基金(52206061); 国家重大科技专项(2017-II-0004-0017, J2019-II-0017-0038); 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2022-A-II-002-001)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(52206061); National Science and Technology Major Project (2017-II-0004-0017, J2019-II-0017-0038); Aero Engine and Gas Turbine Basic Science Center Project (P2022-A-II-002-001)

作者简介: 黄伟亮(1997-), 男, 江苏大学硕士研究生。

通信作者: 张敏(1990-), 女, 中国科学院工程热物理研究所助理研究员。

Coanda jet cascade with a ribbed bleed air cavity is decreased by 7.15%; the use of a ribbed bleed air cavity structure can make the total blade pressure loss of cascade under different operating conditions lower than that of original cavity structure, and the minimum total pressure loss coefficient is obtained at the optimal jet mass flow ratio.

Key words: Coanda jet, highly loaded compressor, flow separation, topology optimization, cascade test

引 言

康达喷气技术是一种常见的流动分离控制方法,通过在叶片吸力面构造康达表面并沿缝喷气,喷气在附壁效应的作用下,以更短的轴向距离实现更大的气流转折能力,能够有效地抑制分离。在外流相关研究领域中,康达喷气技术已经取得了成功的应用。因此,研究人员将该技术应用到叶轮机中,Clark 等人^[1]首次将康达射流引入压气机中,成功避免了高转速下压气机喘振和失速的发生。接着 Kruger 等人^[2]使用射流和襟翼相结合的方法改善叶栅的流动性能,大幅提高了进口导向器叶片的出口气流角。Landsberg 等人^[3]通过实验研究证明,当射流方向为康达表面切向的时候带有康达射流的翼型性能达到最佳。

Hill 等人^[4]对吸力面应用康达喷气的进口导叶的几何参数进行优化设计,得到了满足气动性能要求的、利用康达效应的压气机进口导叶叶型。Fischer 等人^[5]将康达效应应用于四级高速轴流压气机第一级静子叶栅上的二维研究,在保证叶片性能不变的基础上对原有叶型进行了改型,成功地降低了静子的稠度。Vorreiter 等人^[6]进一步指出,应考虑来自注入喷气的额外能量的影响,建议喷气质量比应小于 1.5%。此外,Fischer 等人^[7]还研究了康达喷气对压气机三维流场的影响,结果表明,当将叶片数减小 20% 时在设计点时的扩压因子由 0.52 增加到 0.56;设计点采用 0.6% 的喷气量,非设计点采用 1.3% 的喷气量可使气流转折角与没有减少情况的气流转折角相同。

文献[8-10]通过实验及数值模拟验证了康达喷气抑制流动分离效果的可行性,结果表明,来流在 Ma 为 0.1、 5° 攻角下,采用康达喷气流量比为 1% 时总压损失相较于原型降低了 18.4%。

康达喷气叶型的设计目标是提供良好的空气动

力学形状和内部的引气射流结构,以最小的喷气量就可以有效地降低叶片稠度并抑制流动分离。在喷气内腔中,喷气需要沿叶片跨度向康达喷气表面偏转 90° ,这势必会引起喷气内腔的大量分离及喷气方向与主流方向的巨大偏差,影响吸力面喷气控制效果。

综上,关于喷气内腔结构的相关研究尚未开展。因此,本文在康达喷气叶栅的基础上,通过拓扑优化技术和布置导流肋的方法开展喷气内腔结构优化设计,最终实现喷气在喷气内腔中总压损失最小、喷气方向沿主流方向流出的目标。最后,以数值模拟和试验验证的方法分析对比喷气内腔结构对大转折角高负荷压气机叶栅流场的影响效果。

1 数值计算与试验方法

1.1 研究对象

选取基于 Zierke & Deutsch 叶型^[11]设计的高负荷压气机康达喷气叶栅为研究对象。为方便后续的试验验证,根据现有高速叶栅风洞尺寸将该叶型按展向长度比 1:3.68 进行几何模化。模化后叶栅的主要几何参数如表 1 所示。

表 1 Zierke & Deutsch 叶型参数

Tab. 1 Parameters of Zierke & Deutsch profile

| 参 数 | 数 值 |
|-----------------|------|
| 弦长/mm | 80.7 |
| 展弦比 | 1.61 |
| 安装角/ $^\circ$ | 20.5 |
| 叶型弯角/ $^\circ$ | 65 |
| 进口几何角/ $^\circ$ | 53 |
| 出口几何角/ $^\circ$ | 12 |

康达喷气的三维压气机叶栅叶片内部由一个总高度为 h 的喷气内腔构成,如图 1 所示。喷气内腔的出口是高度为 0.6 mm 的缝,喷气内腔朝向喷气缝的横截面积逐渐减小,其出口下表面为康达表面

的延伸面,以确保射流的方向与康达表面相切。在图1中,叶片采用半透明显示,以揭示喷气内腔的几何形状。

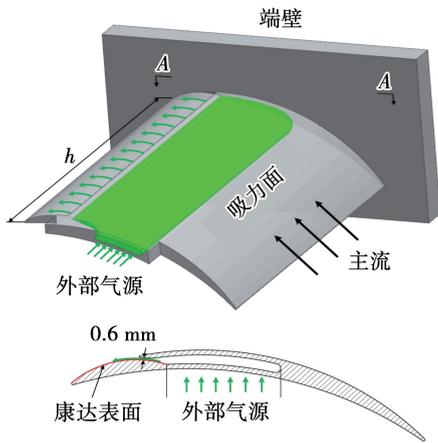


图1 带康达喷气的三维压气机叶栅

Fig. 1 3D compressor cascade with Coanda jet

1.2 数值计算方法

采用 ANSYS-CFX 进行数值求解,定常可压缩计算选取雷诺平均 Navier-Stoke 方程,选取 SST $k-\omega$ 湍流计算模型,转捩预测采用 $\gamma-Re_0$ 模型。计算域与网格划分如图2所示,进口段轴向长度为0.75倍弦长,出口段为2倍弦长。采用 ICEM 进行网格划分,其中主流体域采用结构化六面体网格,喷气内腔域采用非结构化网格。图2还局部放大了叶栅前缘、尾缘和喷气缝附近的网格细节。

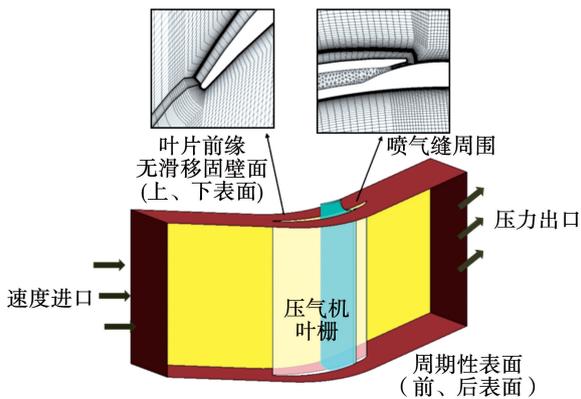


图2 计算域与网格划分

Fig. 2 Computational domain and grid division

主流进口边界条件给定速度分量,喷气内腔进口边界条件给定质量流量,出口边界条件给定平均

静压,所有固壁面采用无滑移绝热边界条件。采用平移周期性边界条件,考虑流动的对称性和经济性,选取单通道进行计算。

为了验证网格的独立性,对计算域划分了5种不同数量的网格进行数值模拟,结果如图3所示。由图3可知,当网格量大于689万时,总压损失系数没有显著变化。因此,在下文的康达喷气叶栅数值模拟中使用这一级别的网格量。

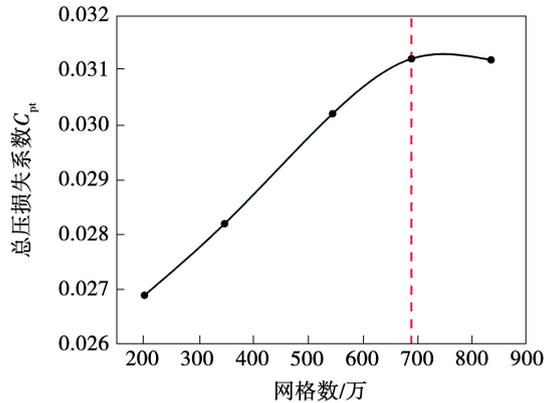


图3 网格独立性验证

Fig. 3 Grid independence verification

栅后无量纲总压损失系数定义如公式(1)所示。特别指出的是,使用公式(1)计算叶栅的总压损失系数 C_{pt} 时,需要考虑喷气的引入对流场总压的影响,并对进口总压进行修正,以真实反映出流场的损失变化。

总压损失系数:

$$C_{pt} = \frac{p_{t1} - p_{t2}}{p_{t1} - p_1} \quad (1)$$

式中: p_{t1} —进口总压, Pa; p_1 —进口静压, Pa; p_{t2} —出口总压, Pa。

1.3 试验方法

叶栅试验在中国科学院工程热物理研究所的暂冲式超音速平面叶栅风洞试验台上开展,平面试验风洞原理如图4所示。叶栅风洞的主要构成装置包括气源、膨胀节、扩压器、稳压段、试验段以及测试系统。

在现有风洞试验台的基础上,为了实现康达喷气,还需要连接的康达喷气系统如图5所示。康达喷气系统从高压储气罐引出高压气源作为康达喷气

的二次供应,高压气源经由节流阀、质量流量计以及分流装置与3D打印的叶片根部进气口相连接。

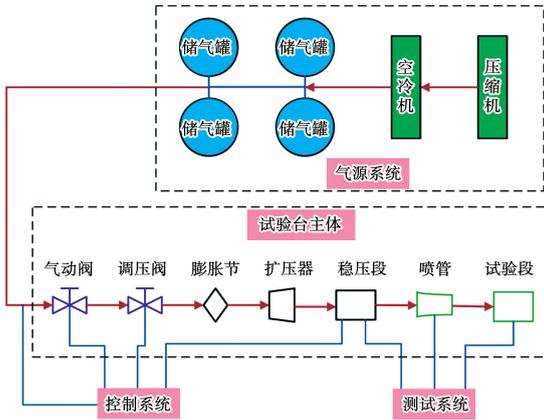


图4 平面叶栅风洞原理图

Fig. 4 Schematic diagram of planar cascade wind tunnel

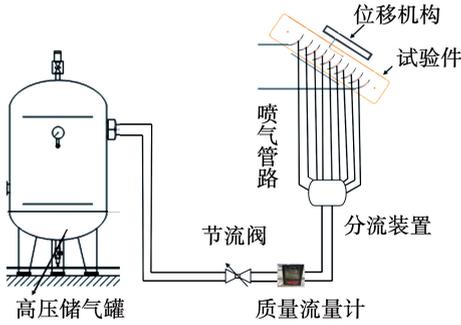


图5 康达喷气系统

Fig. 5 Coanda jet system

试验过程中,通过在来流稳压段内布置总压及总温探针点,测量来流总压及总温。在栅前等间距布置16个壁面静压气孔,测量来流静压。栅后的总压、静压由五孔探针测量得到,具体的测量方案如图6所示。

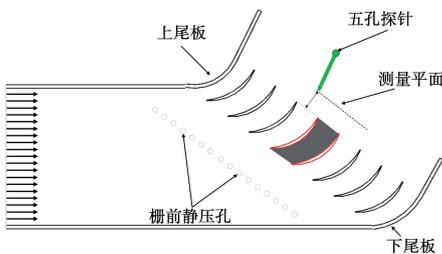


图6 实验测量方案

Fig. 6 Experimental measurement scheme

2 喷气内腔流体拓扑优化

2.1 流体拓扑优化方法

拓扑优化是一种挖掘创新结构的概念设计方法。该方法可以处理设计空间中每个网格节点处定义的设计变量,允许结构拓扑的连续性变化以实现设计目标。相比于其他常用的优化方法,拓扑优化不需要对结构轮廓进行参数化,而且在优化过程中无需重生成计算网格,既节省时间也减少了计算成本。

喷气内腔拓扑优化的数学表达式为:

$$\min F(\gamma_n, \Phi), n = 1, \dots, N \quad (2)$$

$$\begin{cases} R(\gamma_n, \Phi) = 0 \\ V_\gamma \leq 0.7 \\ 0 \leq \gamma_n \leq 1 \end{cases} \quad (3)$$

式中: F —目标函数,优化目标是使喷气内腔的总压损失系数 C_{pt} 最小; γ_n —设计变量,表示设计域所有网格点的多孔度, $\gamma_n = 0$ 表示固体, $\gamma_n = 1$ 表示流体; N —计算域网格节点总数; V_γ —喷气内腔的流体体积分,即流体域体积与喷气内腔总体积的比值。 Φ —流动参数向量(包括速度 U 、压力 p 、温度 T),满足流动控制方程的残差等式 $R = 0$ 。

$$\begin{cases} \frac{\partial(\rho U_j)}{\lambda x_i} = 0 \\ \frac{\partial(\rho U_i U_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \rho}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] + S_m \end{cases} \quad (4)$$

式中: U —实际流速, m/s ; ρ —空气密度, kg/m^3 ; μ —分子粘度, $\text{N}\cdot\text{s/m}^2$; μ_t —动力粘度, $\text{N}\cdot\text{s/m}^2$; 下标 i, j 在 x, y, z 3 个坐标方向各取 1, 2 和 3; S_m —动量方程源项。

根据公式(2)可知,拓扑优化中,设计域中的流、固区域随设计变量不断变化,因此,在控制方程中引入源项以避免更新计算域网格。公式(4)中 S_m 为动量方程源项,表示固体域对流动的阻力^[12],其定义为:

$$\begin{cases} S_m = \alpha(\gamma_n) U_i \\ \alpha(\gamma_n) = (1 - \gamma_n^{1/p_e}) \alpha_{\max} \end{cases} \quad (5)$$

式中: α —惩罚系数, α 为 γ_n 的函数; p_e —惩罚因子,

本文取 3.0。当 $\gamma_n = 0$, 即网格节点位于固体域时, α 取最大值 $\alpha_{\max} = 10^6$, 此时速度 U_i 被惩罚至零, 符合无滑移边界条件; 当 $\gamma_n = 1$, 即网格节点位于流体域时, 源项 $S_m = 0$, 公式(4)可变为流体的动量方程。

求解公式(2)的拓扑优化问题时, 采用了梯度类优化算法, 灵敏度计算使用拟灵敏度方法。拟灵敏度方法^[13-15]认为, 流场中的损失来源于流动分离, 通过比较网格点的实际速度向量与参考向量间的偏差角, 来判断该网格是否存在流动分离。拟灵敏度 QS_n 的定义为:

$$QS_n = (V_{\text{ref}} \cdot U)_n / (|V_{\text{ref}}| \cdot |U|)_n \quad (6)$$

式中: U —实际流速, m/s; V_{ref} —参考流速, m/s。

参考流速在优化前通过采用一种高粘度流体求解得出, 由于假设流体的粘度高, 可认为流场中基本不存在流动分离与回流^[16]。计算得到拟灵敏度 QS_n , 输入到移动渐近线优化算法^[17]中以更新设计变量。迭代持续到满足收敛条件而终止, 随后根据最优方案进行几何重构, 并进行数值模拟验证性能。整个优化体系通过 Matlab 程序编译自动执行代码, 程序流程如图 7 所示。

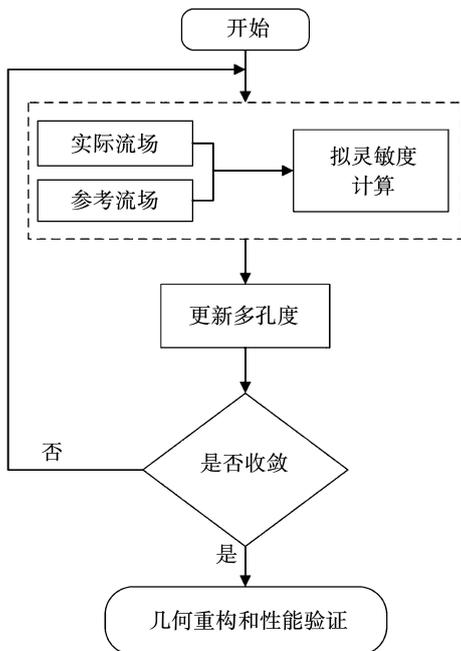


图 7 拓扑优化流程图

Fig. 7 Flow chart of topology optimization

2.2 喷气内腔拓扑优化设计

基于图 7 所示的拓扑优化程序, 对康达喷气叶

栅喷气内腔进行优化, 喷气内腔的设计域如图 8 所示。设计域的进口边界条件设置为质量进口, 出口边界设置为大气压, 其余边界设置为绝热固壁面。

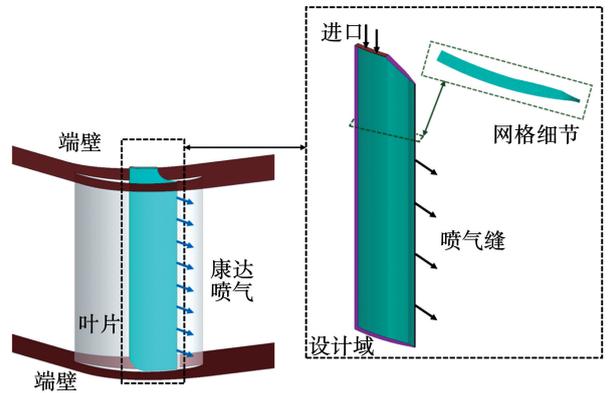


图 8 喷气内腔的设计域

Fig. 8 Design domain of bleed air cavity

图 9 给出了不同迭代步骤的多孔度分布云图。其中, $\gamma = 1$ (灰色区域) 为流体域, $\gamma = 0$ (黑色区域) 为固体域。可以看出, 喷气内腔的分离区出现在近进口处和左下角两个区域, 所以该区域内的流-固交界面 (Fluid-Solid Interface, FSI) 不断被调整, 当迭代步数 $I = 15$ 以后多孔度的分布不再变化, 迭代收敛。

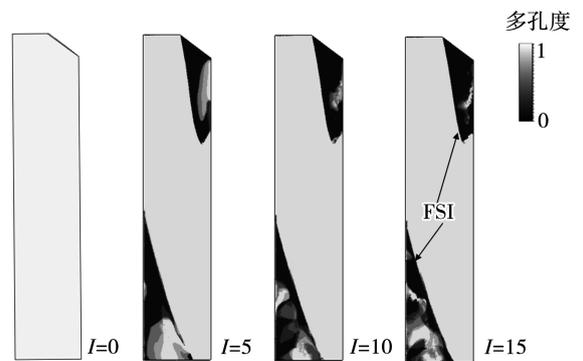


图 9 优化中多孔度云图

Fig. 9 Contours of vesicularity during the optimization

基于 $I = 15$ 的优化方案, 提取流-固交界面型线进行几何重构。由于在近进口侧的固体材料导致喷气缝堵塞, 不满足全叶高喷气的要求, 因此近进口处依旧沿用倒圆结构。对喷气内腔体进行内部流场数值求解, 获得的喷气内腔流场特征如图 10 所示。可以发现, 原始喷气内腔左下角的分离区域在重构

喷气内腔结构已被消除,但由于近进口侧的倒圆结构曲率过大,气体转折能力不足,导致在该区域产生了死区。通过拓扑优化的方法使喷气内腔出口截面上的总压损失系数 C_{pt} 从 0.249 减小至 0.243,降低了 2.38%。

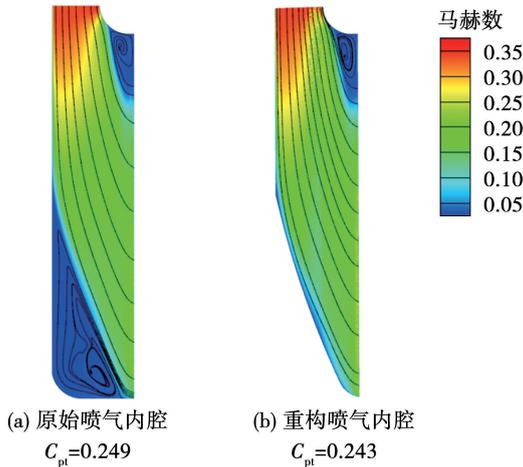


图 10 喷气内腔流场对比

Fig. 10 Comparisons of bleed air cavity flow fields

通过拓扑优化方法能够降低喷气内腔内的总压损失,但不满足喷气沿轴线方向喷出,这样的角度差异会导致喷气与主流之间发生高损失掺混。因此,根据当地的流线分布,在喷气内腔布置导流肋,将腔体分为 3 部分,引导喷气偏转,并确保各部分的流量相近。每条导流肋的长度及入口角根据当地流场的流线分布进行调整,以保证喷气尽量附着导流肋流动,且导流肋之间的距离不能太近,以避免喷气流路堵塞。

图 11 给出了导流肋的最终布置方案及其流场结构。从图 11 中可以看出,气流在导流肋的引导下发生了很好的偏转,仅在肋的抽吸侧发生孤立的小区域分离。最大的分离区域出现在近进口侧,但在导流肋的引导下,该区域的速度有所提高,死区区域减小。

表 2 为不同喷气内腔的性能参数。从表 2 中可知,带肋喷气内腔的总压损失系数相比于原始喷气内腔结构的总压损失系数增加了 36.95%,这是由于狭窄的通道和喷气在导流肋上的摩擦损失,使得喷气内腔的边界层损失增加。喷气内腔出口处的平均偏航角(径向速度与轴线速度的夹角)由原始喷

气内腔的 18.4° 减小到 6.6° ,减小了 64.1%,喷气的流动方向与主流轴向的偏差角减小。喷气内腔的两个设计目标虽无法同时满足,但新型优化结构对叶栅性能的影响需要进一步验证。

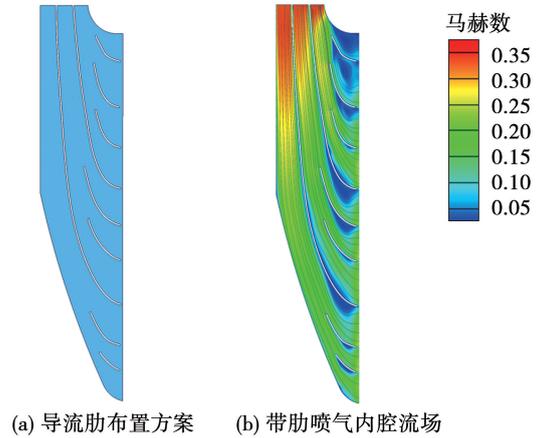


图 11 带肋喷气内腔布置方案及其流场结构

Fig. 11 Arrangement scheme and flow field structure of bleed air cavity with guide rib

表 2 不同喷气内腔的性能参数

Tab. 2 Performance parameters of different bleed cavities

| 参 数 | 原始喷气 内腔 | 重构喷气 内腔 | 带肋喷气 内腔 |
|-------------------|------------|------------|------------|
| 腔体总压损失系数 | 0.249 | 0.243 | 0.341 |
| 平均偏航角/ $(^\circ)$ | 18.4 | 17.4 | 6.6 |

3 结果与分析

3.1 康达喷气叶栅性能及流场分析

为验证优化的喷气内腔结构对康达喷气叶栅性能的影响,首先开展了来流 Ma 为 0.5, 0° 攻角、不同喷气量工况下康达喷气叶栅的数值模拟计算,结果如图 12 所示。从图 12 可知,在不同喷气量下,采用不同喷气内腔结构的康达喷气叶栅的总压损失系数均随着喷气量的增加呈现先增加再减小然后再增加的趋势。在不同的喷气量下,带肋喷气内腔的康达喷气叶栅总压损失系数均小于原始喷气内腔的,当喷气量为主流流量 1.25% 时,叶栅总压损失系数最小为 0.030 47,相较于采用原始喷气内腔结构的 0.032 65,降低了约 7.15%。为了解释这一现象,图

13 给出了康达喷气叶栅在喷气量为 0 及 1.25% 工况下的流线和马赫数云图。

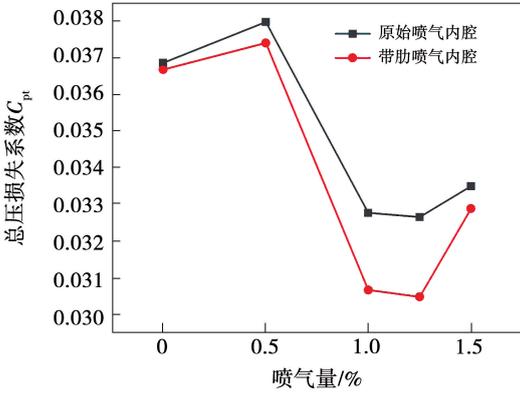
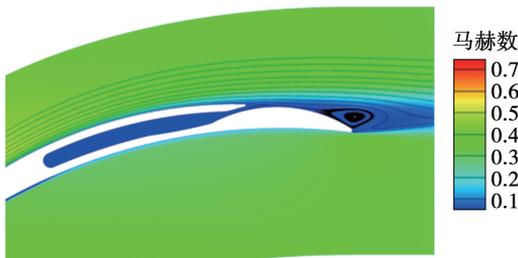


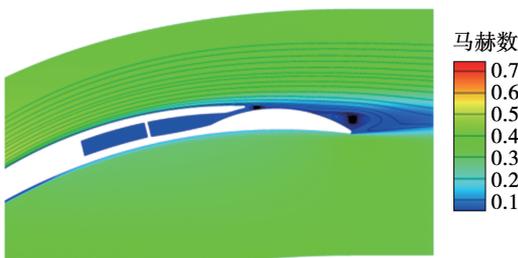
图 12 $Ma = 0.5$ 时不同喷气量下喷气内腔的总压损失系数分布图

Fig. 12 Distribution diagram of total pressure loss coefficient of bleed air cavity at different mass flow ratios at $Ma = 0.5$

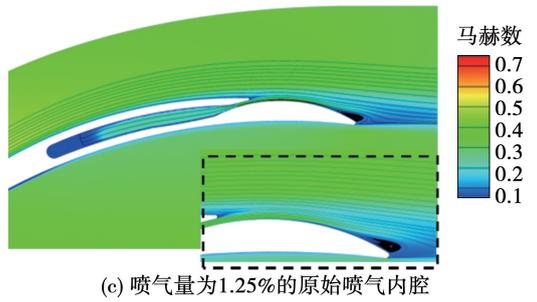
从图 13(a)、13(b)可以看出,在没有喷气的情况下叶片尾缘吸力面处发生严重的流动分离现象。图 13(c)、13(d)可以看出,与不喷气相比,通过喷气动量的注入,附面层附近的流动动量增加,增强了附面层流体抵抗逆压梯度的能力,吸力面大部分回流区得到抑制。通过图 13(c)、13(d)中叶片尾缘流场的放大图可以发现,原始喷气内腔叶片靠近尾缘仍有部分分离,而带肋喷气内腔叶片尾缘处附壁效果较好,分离回流区域得到进一步抑制。



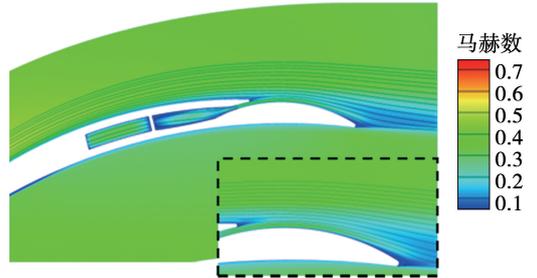
(a) 喷气量为0的原始喷气内腔



(b) 喷气量为0的带肋喷气内腔



(c) 喷气量为1.25%的原始喷气内腔



(d) 喷气量为1.25%的带肋喷气内腔

图 13 0° 来流攻角下的叶中截面流线和马赫数云图

Fig. 13 Midsection streamlines and Mach number contours at an angle of attack of 0°

为了比较喷气内腔结构对喷气流动参数的影响,图 14 给出了 $Ma = 0.5$ 、 0° 攻角、1.25% 喷气量下喷气内腔出口处的喷气速度和偏航角分布。从图 14(a)可知,由于近进口侧分离区的存在,导致该叶高区域的喷气速度较慢,而原始喷气内腔在 0.1 ~ 0.6 叶高处的速度分布较均匀,且比带肋喷气内腔速度快。图 14(b)中给出了偏航角沿叶高的分布情况,偏航角为径向速度 V_r 和轴向速度 V_x 的夹角,当喷气沿轴向喷出时,偏航角为零。可以看出:原始喷气内腔的偏航角在大部分叶高范围内向 Z 轴正方向倾斜,在近进口侧的分离区域范围上向 Z 轴负方向偏转;而喷气在导流肋的引导下,在有限空间内完成了更大的角度偏转,喷气方向与主流轴向的偏差角进一步减小。

带肋喷气内腔结构的速度和偏航角沿叶高的分布波动很大,主要原因有:(1)由于导流肋的曲率较大,在肋的两侧容易发生小范围的流动分离,分离区相对于不发生分离的区域速度有所下降,故造成了速度波动;(2)由于喷气内腔内嵌于叶片中,受到叶片厚度及强度等原因的限制,喷气内腔的空间体积十分有限,没有足够的空间让喷气离开导流肋后的流动充分发展,从而造成速度和偏航角的波动。

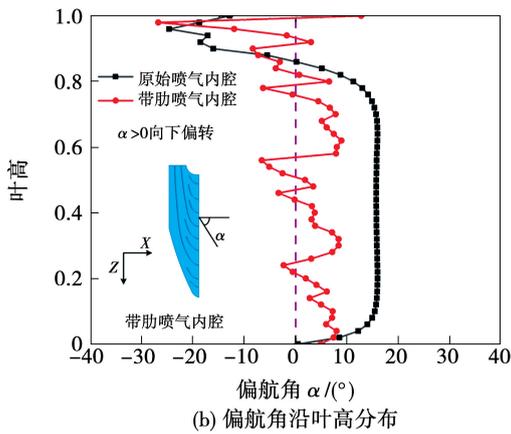
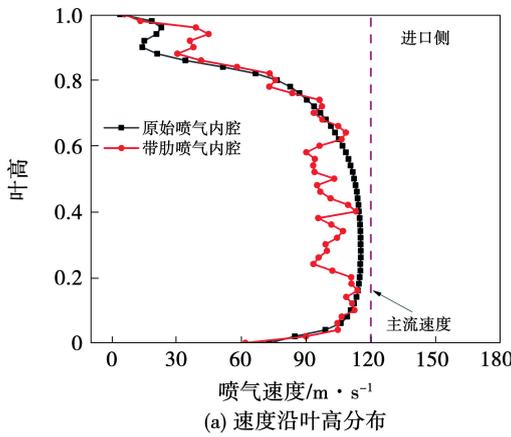


图 14 喷气内腔出口处喷气速度和偏航角分布
Fig. 14 Distributions of jet speed and yaw angle at outlet of bleed air cavity

3.2 不同来流攻角下的性能分析

为了进一步评估喷气内腔结构在不同工况下对康达喷气叶栅性能的影响,分别对 $-3^\circ, 0^\circ, 2^\circ$ 和 5° 来流攻角,在 $Ma = 0.5$ 、喷气量为 1.25% 工况下进行数值模拟。图 15 给出了不同来流攻角下叶栅总压损失系数的分布曲线。可以看到,与原型不喷气相比,采用康达喷气能够减小叶栅的总压损失系数。在相同的喷气量下,相比于采用原型喷气内腔结构的康达喷气叶栅,采用带肋喷气内腔结构的总压损失系数进一步减小,康达喷气的减损效果更加明显。

中国科学院工程热物理研究所杜娟团队研究发现,不同攻角下使得叶栅总压损失最小对应的最佳喷气量不同。为了获得不同攻角下的最佳喷气量,该团队设计开发了康达喷气主动控制程序,对 $0.5 Ma$ 来流、不同来流攻角、 $0 \sim 2.0\%$ 喷气量区间内进行了多工况计算,最终确定不同来流攻角的最佳喷气量如表 3 所示。

图 16 给出了 $Ma = 0.5$ 来流条件下,不同来流攻角、最佳喷气量下的总压损失系数分布曲线。

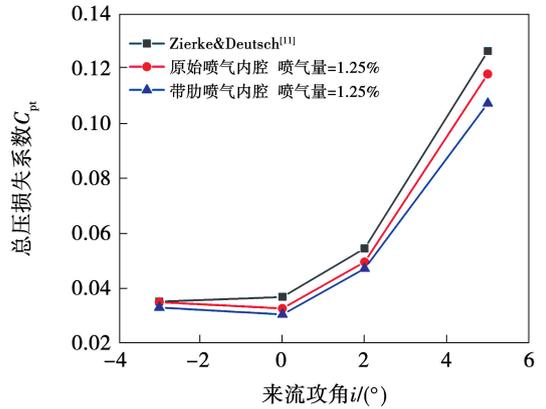


图 15 $Ma = 0.5$ 时不同来流攻角下喷气叶栅的总压损失系数分布曲线

Fig. 15 Distribution curve of total pressure loss coefficient in jet cascade under different angles of attack at $Ma = 0.5$

表 3 不同来流攻角下的最佳喷气量
Tab. 3 Optimal jet mass flow ratios under different angles of attack

| 来流攻角/ $(^\circ)$ | 最佳喷气量/ $\%$ |
|------------------|-------------|
| -3 | 1.23 |
| 0 | 1.25 |
| 2 | 1.17 |
| 5 | 1.58 |

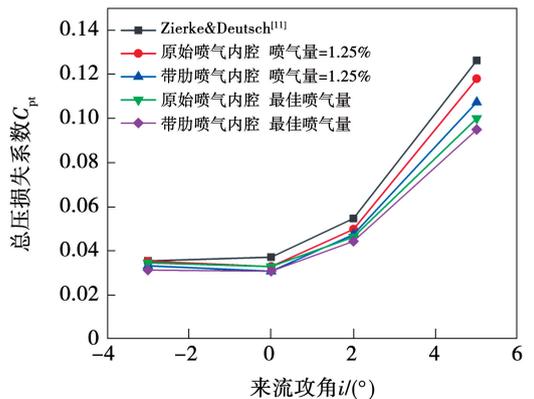


图 16 $Ma = 0.5$ 时不同来流攻角下的喷气叶栅总压损失系数分布曲线

Fig. 16 Distribution curve of total pressure loss coefficient in jet cascade under different angles of attack at $Ma = 0.5$

由图 16 可知,不同工况在最佳喷气量下的叶栅总压损失系数均小于 1.25% 喷气量下的总压损失系数,且采用带肋喷气内腔结构在最佳喷气量下的总压损失系数取得最小值。其中,在 5° 攻角下,与原型不喷气相比,采用带肋喷气内腔结构的康达喷气叶栅在最佳喷气量时,总压损失系数从 0.1261 降低到 0.09479 ,减小了 24.9% 。

3.3 试验结果及分析

为了验证带肋喷气内腔结构对康达喷气叶栅性能的影响,在暂冲式平面叶栅试验台上对原型不喷气叶栅、原始喷气内腔结构叶栅以及带肋喷气内腔结构叶栅进行了试验测量。图17给出了来流 $Ma = 0.5$ 、来流攻角分别为 $-3^\circ, 0^\circ, 2^\circ$ 和 5° 、喷气量为 1.25% 的叶栅性能曲线对比。可以看出,与原型不喷气相比,采用康达喷气能够使得叶栅的总压损失减小,康达喷气的引入对吸力面尾缘处的流动分离具有很好的改善效果。在 1.25% 喷气量下,采用带肋喷气内腔结构的叶栅总压损失系数均小于采用原始喷气内腔结构的,在4个来流攻角下均达到了降低损失的效果。

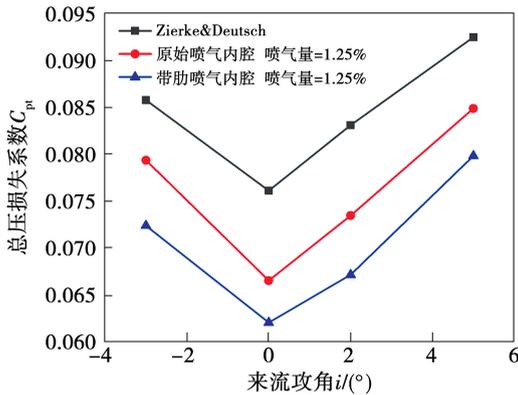


图17 $Ma = 0.5$ 时,不同来流攻角下的喷气叶栅总压损失系数分布曲线

Fig. 17 Distribution curve of total pressure loss coefficient in jet cascade under different angles of attack at $Ma = 0.5$

根据康达喷气主动控制程序预测结果,进行了在最佳喷气量下的康达喷气叶栅试验测量。图18给出了试验测量的不同来流攻角下的叶栅总压损失系数分布曲线。

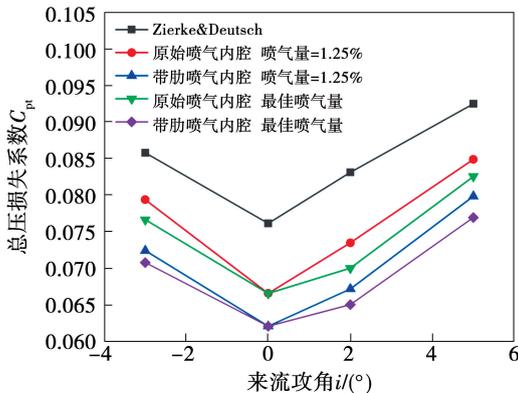


图18 $Ma = 0.5$ 时不同来流攻角下的喷气叶栅总压损失系数分布曲线

Fig. 18 Distribution curve of total pressure loss coefficient in jet cascade under different angles of attack at $Ma = 0.5$

可以看到,在最佳喷气量下,叶栅的总压损失均小于喷气量为 1.25% 的,且采用带肋喷气内腔结构的叶栅在最佳喷气量下使得总压损失获得最小。其中,在 $Ma = 0.5, 5^\circ$ 攻角下,相比于原型不喷气,采用带肋喷气内腔结构的叶栅总压损失从 0.08224 降低到 0.07477 ,减小了 9.08% 。

4 结论

为了实现喷气从康达喷气叶片内部的最佳流出,进一步提升喷气对流动分离的抑制效果,基于流体拓扑优化技术对康达喷气叶片的喷气内腔进行优化设计。并通过数值模拟和风洞试验测量,对比了不同喷气内腔结构在康达喷气叶栅中的作用效果。结果表明,带肋喷气内腔结构可以引导喷气发生偏转,减小了喷气与主流速度的掺混损失,进一步提升了喷气对流动分离的抑制。主要结论如下:

(1) 为了实现喷气的最佳流出,使用流体拓扑优化技术获得了总压损失较低的流体通道,通过添加导流肋的方法引导喷气偏转,优化得到的带肋喷气内腔结构的总压损失系数比原始喷气内腔结构的总压损失系数增加了 36.95% ,而喷气的平均偏航角由 18.4° 减小到 6.6° ,减小了 64.1% 。

(2) 在导流肋引导下喷气内腔出口处的径向速度分量减小,使得喷气方向与轴向的偏差角减小,进而减小了喷气与主流由于角度偏差导致的掺混损失。通过数值模拟计算对比,带肋喷气内腔结构的康达喷气叶栅在来流 $Ma = 0.5, 0^\circ$ 攻角、 1.25% 喷气量下比采用原始喷气内腔结构的康达喷气叶栅的总压损失系数降低了 7.15% 。

(3) 通过不同来流攻角工况的数值模拟结果对比,得出了采用带肋喷气内腔结构的叶栅的减损效果优于采用原始喷气内腔结构的。在来流 $Ma = 0.5$,不同来流攻角均在最佳喷气量下使得叶栅总压损失最小,其中 5° 来流攻角下,采用带肋喷气内腔结构的叶栅相比于原型不喷气,总压损失系数降低了 24.9% 。

(4) 试验测量结果得到与数值模拟结果相似的变化趋势,验证了带肋喷气内腔结构的减损效果更佳。在来流 $Ma = 0.5, 5^\circ$ 来流攻角下,采用最佳喷气量使得叶栅总压损失系数降低 9.08% 。

参考文献:

- [1] CLARK E L, ORDWAY D E. An experimental study of jet-flap compressor blades [J]. *Journal of the Aerospace Science*, 1959, 26(11):698-702.
- [2] KRUGER R A, MARSH H, HORLOCK J H. The performance of a cascade fitted with blown flaps [C]. Great Britain: Aeronautical Research Council, 1961.
- [3] LANDSBERG T J, KRASNOFF E. An experimental study of rectangular jet-flap cascades [J]. *Journal of Basic Engineering*, 1972, 94(1):97-104.
- [4] HILL H E, NG W F, VLACHOS P P, et al. 2D parametric study using CFD of a circulation control inlet guide vane [C]//ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air, Montreal, Canada, May 14-17, 2007.
- [5] FISCHER S, SAATHOFF H, RADESPIEL R, et al. Two dimensional RANS simulations of the flow through a compressor cascade with jet flaps [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12(8):618-626.
- [6] VORREITER A, FISCHER S, SAATHOFF H, et al. Numerical investigations of the efficiency of circulation control in a compressor stator [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(2):021012.
- [7] FISCHER S, MULLER L, SAATHOFF H, et al. Three-dimensional flow through a compressor cascade with circulation control [C]//ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition, Copenhagen, Denmark, June 11-15, 2012.
- [8] 李艺雯, 张千丰, 李继超, 等. 高负荷叶栅中康达喷气控制方法的设计及分析 [J]. *工程热物理学报*, 2018, 39(4):738-746.
LI Yi-wen, ZHANG Qian-feng, LI Ji-chao, et al. Design and analysis of Coanda jet in a highly-loaded compressor cascade [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2018, 39(4):738-746.
- [9] 李艺雯. 康达喷气叶型设计方法及其在高负荷压气机中的应用研究 [D]. 北京: 中国科学院大学, 2018.
- LI Yi-wen. Design method of Coanda-jet blade profile and its application in a highly loaded compressor [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2018.
- [10] DU J, LI Y, LI Z, et al. Performance enhancement of industrial high loaded gas compressor using Coanda jet flap [J]. *Energy*, 2019, 172(1):618-629.
- [11] ZIERKE W, DEUTSCH S. The measurement of boundary layers on a compressor blade in cascade, Volume 1; Experimental technique, analysis and results [R]. NASA Technical Report, CR-185118.
- [12] 张敏. 涡轮动叶叶顶间隙泄漏控制及结构优化研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2019.
ZHANG Min. Study on clearance leakage control and structure optimization of turbine rotor blade tips [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2019.
- [13] MOOS O, KLIMETZEK F, ROSSMANN R. Bionic optimization of air-guiding systems [R]. SAE Technical Paper 2004-01-1377.
- [14] SARSTEDT P, KACHEL G, ETTRICH J, et al. Topology optimization for fluid employing local optimality criteria [C]//ECCOMAS Congress VII European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Greece, 2016.
- [15] ISELER J, MARTIN T J. Flow topology optimization of a cooling passage for a high pressure turbine blade; ASME GT2017-63618 [R]. Charlotte: International Gas Turbine Institute, 2017.
- [16] 张敏, 杨金广, 刘艳. 流体拓扑优化方法及其在叶轮机械中的应用 [J]. *推进技术*, 2021, 42(11):2401-2416.
ZHANG Min, YANG Jin-guang, LIU Yan. Fluid topology optimization method and its application in turbomachinery [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(11):2401-2416.
- [17] SVANBERG K. A class of globally convergent optimization methods based on conservative convex separable approximations [J]. *SIAM Journal on Optimization*, 2002, 12(2):555-573.

(姜雪梅 编辑)