

文章编号: 1000-8055(2024)11-20230136-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230136

离心叶轮背腔旋流抑制技术设计及验证

张远森, 周志翔, 郝旭生, 赵尊盛, 陈 杜, 吴 楠
(中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 基于旋转盘腔径向外流科氏力作用理论, 开展了叶轮背腔旋流抑制引气方案设计, 并通过数值计算对设计方案进行了评估, 结果表明: 叶轮背腔径向外流引气方案由科氏力起主导作用, 可抑制叶轮背腔旋转比, 提高引气出口静压系数至 0.88, 较常规方案 A 增加 16.6%, 增大了叶轮背腔向前的轴向力, 可起到调节发动机在慢车等低状态的转子轴向力卸载、反向的作用, 但由于轮背旋转壁面与气流之间的速度差增大, 导致轮盘消耗风阻功率增加, 引气出口温度增加 30 K, 并在旋转换热实验台上对该技术进行了验证。

关 键 词: 叶轮背腔; 径向外流; 旋转比; 轴向力; 功耗

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Design and validate about swirl velocity restrain on cavity behind centrifugal impeller disk

ZHANG Yuansen, ZHOU Zhixiang, HAO Xusheng, ZHAO Zunsheng,
CHEN Du, WU Nan

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Base on the theory about Coriolis force on rotate cavity, the project to restrain swirl ratio on the cavity behind centrifugal impeller disk was designed, and then analyzed by the numerical tool. The result showed that: the project about radial outer flow on the cavity behind centrifugal impeller disk was dominated by the Coriolis force, which can restrain the swirl ratio and increase the static pressure coefficient to 0.88 on the cavity exit, the static pressure coefficient increased by 16.6% compared to plan A, so it can increase the axial force on the cavity behind impeller disk and improve the light load of bearing and reverse the direction of axial force at small state. But due to the great velocity diversity between rotation wall and air, the power wasting on the cavity behind impeller disk increased, the temperature of air exit increased to 30 K. The result was validated on rotating heat exchange coefficient testing stand.

Keywords: cavity behind impeller disk; radial outer flow; swirl ratio; axial force; power wasting

在中小型航空燃气涡轮发动机中, 采用离心叶轮结构可实现单级叶轮较大的增压比, 但同时离心叶轮自身也存在很大的向后的气动轴向力, 离心叶轮盘背腔的轴向力起着平衡离心叶轮气动力的重要作用, 当发动机运转在慢车等低状态时,

发动机转子总轴向力很小, 此时离心叶轮盘背腔轴向力的大小会对发动机转子总轴向力产生重要影响。因此, 离心叶轮盘背腔压力调节是轴向力平衡^[1-5]的一项重要手段, 叶轮盘背腔的流动控制呈现愈加重要的趋势。

收稿日期: 2023-03-07

作者简介: 张远森(1988—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事发动机空气系统与传热研究。

引用格式: 张远森, 周志翔, 郝旭生, 等. 离心叶轮背腔旋流抑制技术设计及验证[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20230136. ZHANG Yuansen, ZHOU Zhixiang, HAO Xusheng, et al. Design and validate about swirl velocity restrain on cavity behind centrifugal impeller disk[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20230136.

由于盘腔流动情况复杂,呈三维非定常特点,国内外研究人员也开展了相关研究,于霄等^[6]对径向进气轴向出流旋转盘腔的压力损失特性进行了实验研究,李夫庆等^[7]采用实验方法对两种密封结构的中心进气转静系盘腔冷气流动阻力特性进行了研究,Firouzian 等^[8-9]应用流体显示技术建立了径向进气旋转腔的流动结构,并分析了盘腔内的流动特点以及压力损失特性,Owen 等^[10]应用积分动量法分析了径向进气旋转盘腔的速度和压力分布。廖乃冰等^[11]研究了导流盘式减涡结构对引气性能参数的影响,Chew 等^[12]国外学者利用反旋喷嘴有效地降低了科氏力对气流的加速作用,从而大幅减少引气的压力损失。Farthing 等^[13]研究了带去旋孔的旋转盘腔径向内流引气结构,结果表明合适的去旋孔角度可以大幅降低气流的流动阻力。

本文主要研究对象为离心叶轮盘背腔,受背腔旋转壁面的影响,在旋转空腔内产生自由涡流,引气存在很大的压降。国内外关于发动机引气去旋减涡的研究主要集中在轴流压气机引气的转-转系盘腔结构中,而关于离心叶轮盘背腔引气流动的研究较少。常规的离心叶轮盘背腔引气方案主要采用径向内流形式,本文首先从旋转盘腔中科氏力的作用原理,提出了在离心叶轮盘背腔形成径向外流实现旋流抑制的原理方案,并开展了详细设计及研究,通过数值计算方法研究了叶轮盘背腔径向外流增压引气技术的优缺点,以及对

发动机转子轴向力调节的意义,并在旋转换热实验台上对该技术进行了验证。

1 盘腔科氏力作用理论

旋转盘腔中气流主要受科氏力和离心力的影响,如图 1 所示。

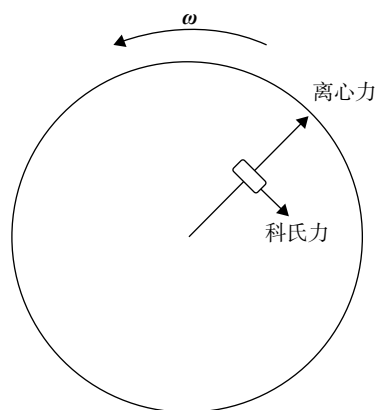


图 1 旋转盘腔的气流受力

Fig. 1 Force of air in rotate cavity

旋转盘腔中科氏力^[14-17]公式如下:

$$F = -2m\omega \times v \quad (1)$$

其中 F 代表科氏力, m 为质点的质量, ω 为旋转体系的角速度(矢量), v 为相对于转动参考质点的运动速度(矢量),“ $\times$ ”表示两个向量的矢量乘积,科氏力 F 的方向满足右手螺旋法则。

当离心叶轮背腔引气为径向内流时,如图 2

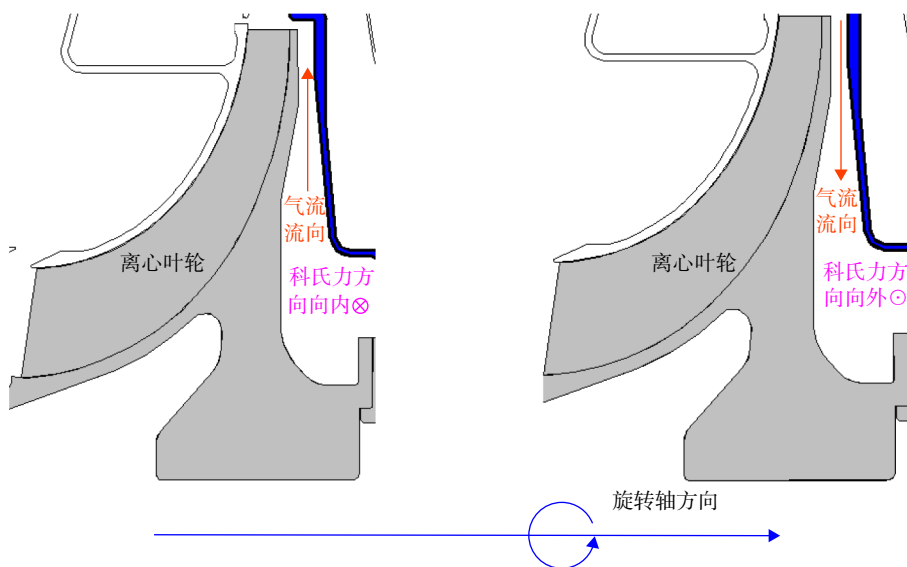


图 2 科氏力的方向

Fig. 2 Direction of Coriolis force

所示,科氏力方向与气流切向速度方向相同,科氏力起加速气流径向压降作用;当离心叶轮旋转侧气流为径向外流时,科氏力方向与气流切向速度方向相反,可削弱气流切向速度减少叶轮背气流的径向压降,从而提高叶轮背腔的平均压力。

基于叶轮背腔径向外流中科氏力的作用理论,本文提出离心叶轮盘后腔旋流抑制引气结构,利用叶轮背腔的科氏力来减小气流的离心力,从而达到减小腔体气流径向压降的目的。虽然离心叶轮盘背腔采用径向外流设计,可增大背腔的平均静压,增加离心叶轮盘向前的轴向力,但是,从发动机层面考虑,离心叶轮盘背腔的引气必须向内流动才能达到冷却、封严的目的,实现发动机安全可靠的工作。那么采用何种方式在不改变离心叶轮盘背腔引气作用的前提下,同时实现叶轮背腔径向外流增压是本文的研究方向。

2 旋流抑制引气方案设计

基于离心叶轮背腔径向外流科氏力削弱气流切向速度这一理论原理,开展离心叶轮背腔旋流抑制引气技术方案设计,以解决常规离心叶轮背腔径向内流引气方案加速气流径向压降这一缺点。本文设计离心叶轮盘背腔径向外流增压方案如图 3 所示,在盘后腔旋转壁面右侧添加一块环形薄壁分流板,分流板和右侧静子件之间通过周向均布螺栓连接,两者连接位置不节流,可供气流通过,旋转壁面和分流板之间气流受旋转泵效应影响,流动方向为径向外流,该技术方案同时实现了分流板右侧为径向内流引气,分流板周围的二次空气系统形成环绕分流板的流动。此方案既满足了离心叶轮盘背腔的引气功能,又实现了叶轮背腔压力调节的需求。

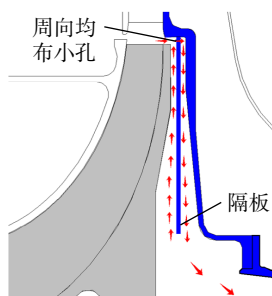


图 3 旋流抑制引气方案

Fig. 3 Case of swirl velocity restrain

3 数值计算方法简介

本文采用数值计算方法对离心叶轮背腔旋流抑制技术方案进行评估,为便于对比,对不带分流板(方案 A)和带分流板(方案 B)分别进行建模,网格如图 4 所示,方案 B 分流板外径与叶轮出口根部一致,内径为 0.6 倍叶轮出口半径。网格采用 Gambit 进行划分,近壁面第 1 层网格厚度 0.01 mm,共 9 层,其他区域采用四边形网格填充,总网格节点数约为 30 万。

数值计算采用商用软件 Fluent 开展,选取带旋流的二维轴对称空间模型,湍流模型为标准 $k-\varepsilon$ 模型,采用增强壁面函数,流动介质为理想气体,轮盘材料为钛合金,数值算法选取 SIMPLEC 格式。计算变化定义如图 5,计算中给定主流进口

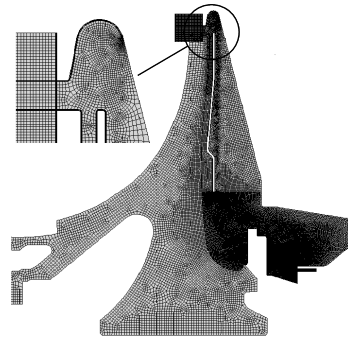


图 4 叶轮背腔网格

Fig. 4 Mesh of cavity behind impeller disk

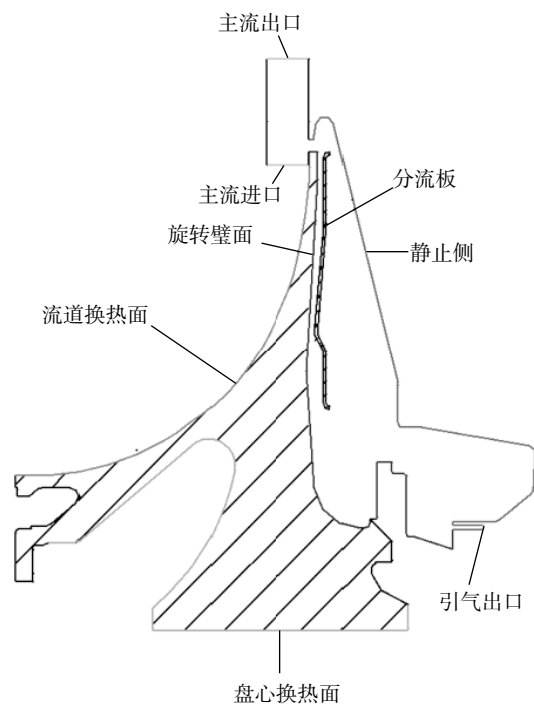


图 5 叶轮背腔边界划分

Fig. 5 Defined boundary of cavity behind impeller disk

各个方向速度分量和总温,通过调节主流出口背压的方式保证叶轮背腔引气位置静压,总温和旋流速度达到发动机实际引气条件,引气质量流量则通过叶轮背腔引气出口静压进行调节。数值计算保证不同方案主流引气位置参数和引气质量流量一致,计算边界如表 1 所示。

表 1 数值计算边界
Table 1 Boundary of numerical calculation

参数	数值	
	方案 A	方案 B
转速/(r/min)	25 248	25 248
主流进口总温/K	754	754
主流进口轴向速度/(m/s)	0	0
主流进口径向速度/(m/s)	165	165
主流进口切向速度/(m/s)	445	445
主流出口静压/kPa	1 380	1 380
盘腔出口背压/kPa	980	1 144
盘腔引气质量流量/(g/s)	210	210
流道换热面传热系数/(W/(m ² ·K))	1 980	1 980
流道换热面温度/K	606	606

4 数值研究及验证

4.1 速度矢量分析

从图 6 叶轮背腔速度矢量图对比可知,靠近轮背旋转侧,受旋转泵效应影响气流表现为径向外流,右侧静止壁面则表现为径向内流引气,两者差异主要在于,方案 B 将左侧径向外流和右侧径向内流引气相互分隔,方案 A 盘腔的科氏力取决于径向外流和径向内流科氏力的矢量和,而方案 B 旋转壁面区域主要由径向外流科氏力起主导作用。

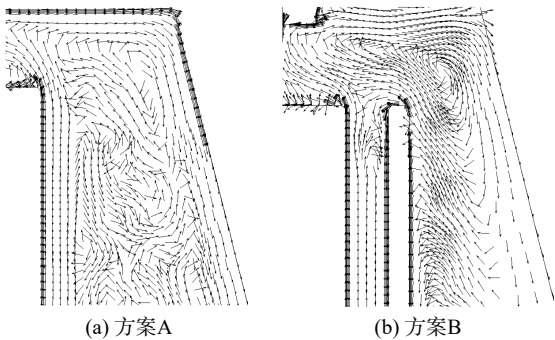


图 6 速度矢量图
Fig. 6 Figures of velocity vector

4.2 背腔静压和轴向力影响分析

为便于分析,定义无量纲参数如下:
旋转比 k 为旋转轮盘侧面通道内,边界层外空气旋流的切向速度 C 与当地转子表面圆周速度之比,表达式为

$$k=C/(r\times w) \tag{2}$$

其中 r 为圆周半径, w 为转速(rad/s)。

静压系数为当地静压 p_c 与入口静压 p_m 的比值,用于衡量叶轮背腔径向压降程度,静压系数越小,说明径向压降越剧烈,表达式为

$$C_p=p_c/p_m \tag{3}$$

图 7 给出了两种方案的旋转比分布,对比可知,方案 A 背腔旋转比从引气入口外径的 0.56 沿内径逐渐增加到 0.8。方案 B 主流引气位置旋转比与方案 A 一致,在旋转壁面与分流板之间的旋转比沿内径逐渐减小至 0.4,径向外流科氏力对此位置气流切向速度起到抑制作用,在底部无分流板作用的区域,旋转比分布与方案 A 相似,都是沿内径逐渐增加。

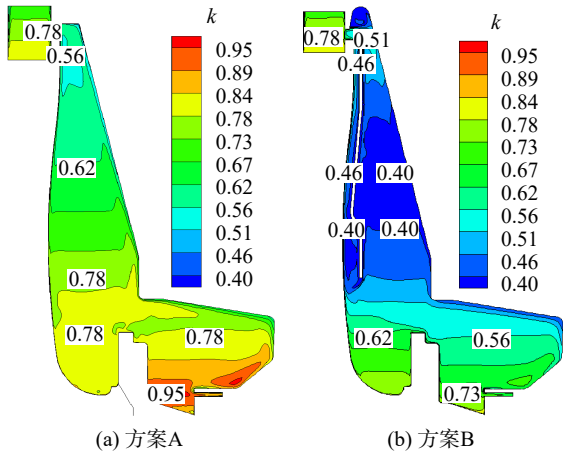


图 7 旋转比分布
Fig. 7 Distribution of swirl ratio

从图 8 静压系数分布可以看出,在引气质量流量一致的条件下,方案 A 由于较大的旋转比,在叶轮背腔产生了很大的径向压降,出口静压系数仅 0.75,而方案 B 中径向外流科氏力抑制了叶轮背腔旋转比,可提高引气出口静压系数至 0.88。

从表 2 对比可以看出,方案 B 降低了叶轮背腔旋转比,提高了叶轮背腔压力水平,叶轮背腔引气出口静压系数从 0.75 增加到 0.88,增幅约为 16.6%,平均腔压增加了 5.5%。从表 3 转子轴向

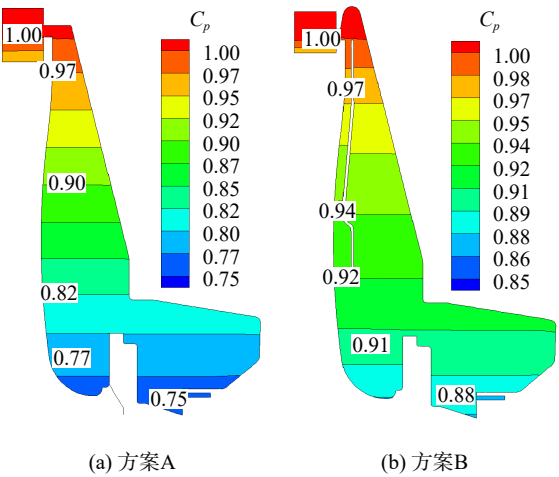


图 8 静压系数分布
Fig. 8 Distribution of static pressure coefficient

表 2 叶轮背腔的压力
Table 2 Pressure of cavity behind impeller disk

项目	方案 A	方案 B	增幅/%
调压板底部内径比		0.6 <i>r</i>	
出口静压系数	0.752	0.877	16.6
平均静压系数	0.891	0.94	5.5

表 3 转子轴向力计算结果
Table 3 Calculation result of axial force on rotor N

工况	方案 A		方案 B	
	叶轮背腔	总和	叶轮背腔	总和
地面慢车	-27 342	588	-28 479	-549
最大起飞	-137 043	-2 862	-144 550	-10 368

力结果可知,方案 A 发动机转子轴向力从慢车向其他状态过渡时,转子轴向力存在轻载、反向问题,应用叶轮背腔旋流抑制引气方案 B 后,增大了叶轮背腔向前的轴向力 1 137~7 507 N。因此,叶轮背腔旋流抑制引气设计技术,可通过科氏力抑制叶轮背腔径向压降,增加叶轮背腔向前的轴向力,起到调节发动机在慢车等低状态的转子轴向力轻载、反向的作用。

4.3 背腔温升及风阻功率影响分析

轮盘与气流之间存在相对速度差,轮盘旋转需要消耗功率以克服气流风阻阻力,风阻功率 N 定义如下:

$$N = M \times w \tag{4}$$

其中 M 为阻力力矩。

叶轮背腔旋流抑制引气设计方案,虽然降低

了叶轮背腔的径向压降,但是由于叶轮背腔旋转比降低,轮背旋转壁面与气流之间的速度差增大,轮盘风阻功率也相应增加,轮盘风阻功率一部分被引气气流吸收,另一部分则被离心叶轮盘吸收。从表 4 可以看出,方案 B 轮盘风阻功率较方案 A 增加约 9.7 kW,其中引气气流吸热增加约 6 kW,气流出口温度增加 30 K。从图 9 可以看出,叶轮背腔外径局部温度高,主要是由于轮盘泵效应形成的径向外流,沿程吸收轮盘风阻功率。

表 4 不同方案的温度和功耗
Table 4 Temperature and power wasting about different projects

项目	方案 A	方案 B
引气温度/K	754	754
排气温度/K	784	814
轮盘功耗/kW	17.6	27.3
气流吸热/kJ	6.33	12.66
轮盘吸热/kJ	11.31	14.66

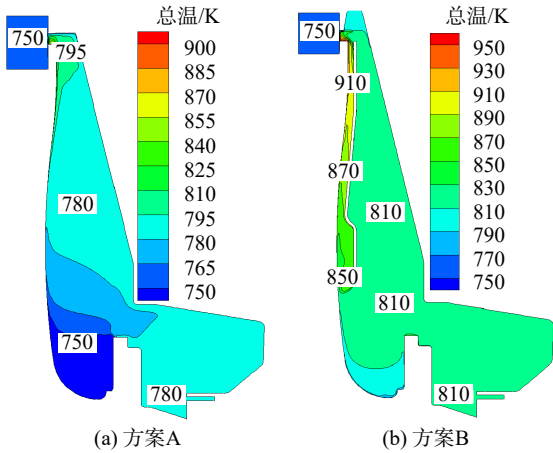
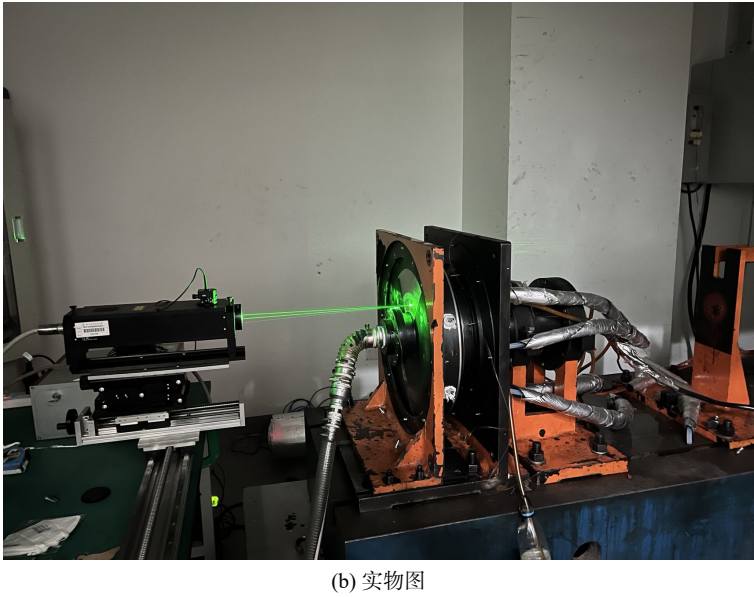
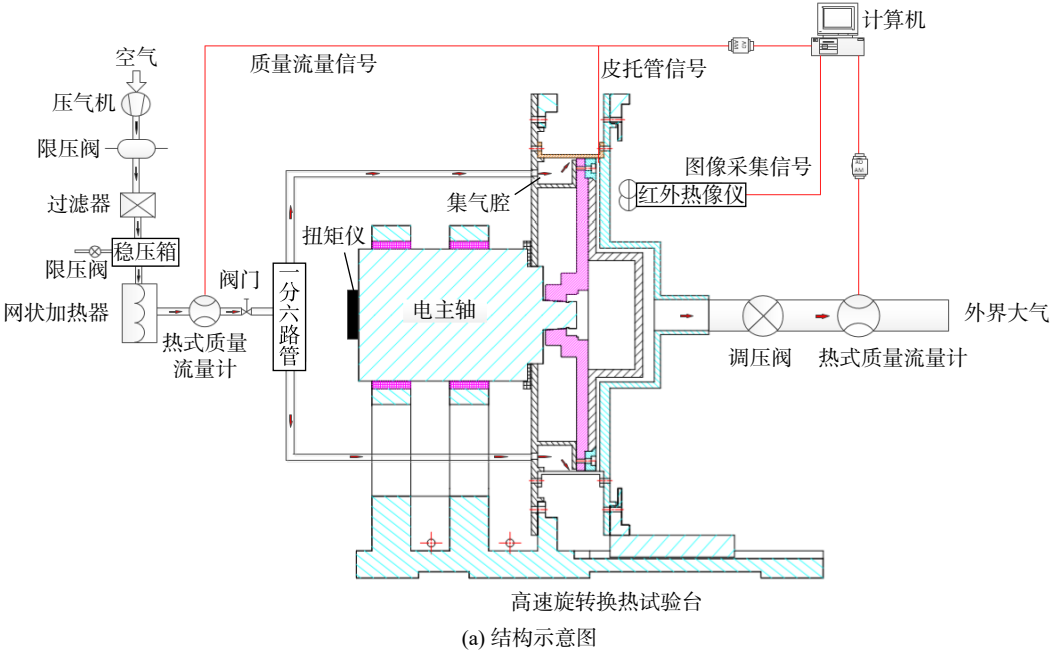


图 9 盘腔总温分布
Fig. 9 Total temperature on cavity

4.4 部件实验验证

在高速旋转盘腔测试实验台对设计进行实验验证,整个实验系统一共被分为 4 个部分,分别为供气部分、实验段部分、动力部分和测量部分,如图 10 所示。通过粒子图像测速仪 (particle image velocimetry, PIV) 开展叶轮背腔旋流比的测量,PIV 测量系统布置如图 11 所示,选用癸二酸二异辛酯为示踪粒子,利用气泵将该有机试剂雾化并混入主流,高速 CCD 相机垂直于盘腔布置,透过静盘上的有机玻璃视窗摄录测量平面示踪粒子瞬时分布情况,激光发生器平行于盘腔布置,



(b) 实物图

图 10 旋转盘腔实验台

Fig. 10 Testing bench of rotate cavity

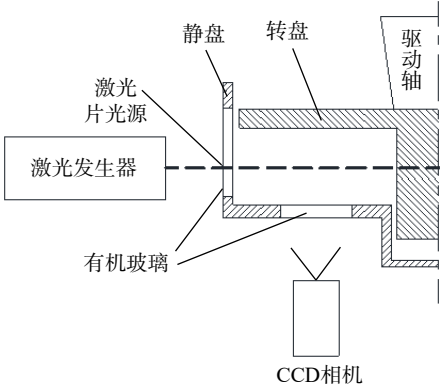


Fig. 11 Sketch map of PIV measure project

片状激光透过盘罩上的有机玻璃窗口照亮测量平面上的示踪粒子, 整个测量过程在遮光、黑暗的环境中进行。

实验对最大起飞状态下的方案 A 和方案 B 背腔旋转比进行了测量, 如图 12 所示, 方案 A 旋转比从外径沿内径逐渐增加, 方案 B 旋转比从外径沿内径先减小后增大, 与 CFD 计算结果趋势变化一致, 叶轮背腔旋流抑制引气方案 B, 可降低叶轮背腔旋转比, 起到减小径向压降, 增加叶轮背腔向前轴向力的作用, 通过该实验验证了理论和 CFD 分析结果。

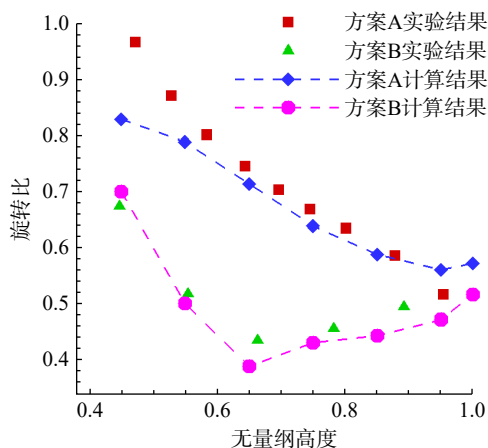


图 12 旋转比计算和测试数据对比

Fig. 12 Comparison of swirl ratio data for calculation and testing

5 结 论

本文基于旋转盘腔科氏力作用理论提出了离心叶轮背腔径向外流旋流抑制技术,并开展了具体引气方案设计,使其同时满足了叶轮背腔引气功能和腔压调节需求,并通过数值计算和实验对该技术进行验证,得出如下结论:

1) 方案 B 叶轮背腔旋流抑制引气方案实现了左侧径向外流和右侧径向内流引气相互分隔,轮盘背腔主要由径向外流科氏力起主导作用。

2) 常规方案 A 叶轮背腔旋转比沿内径从 0.56 增加到 0.8,径向压降大,出口静压系数仅为 0.75,而方案 B 通过径向外流科氏力抑制了叶轮背腔旋转比,旋转比沿内径逐渐减小至 0.4,可提高引气出口静压系数至 0.88,较常规方案 A 增加了 16.6%,增大叶轮背腔向前的轴向力,起到调节发动机在慢车等低状态转子轴向力轻载、反向的作用。

3) 方案 B 由于轮背旋转壁面与气流之间的速度差增大,轮盘风阻功率较方案 A 增加约 9.7 kW,气流出口温度增加 30 K。

4) 高速旋转盘腔测试实验台测试数据表明,叶轮背腔旋流抑制引气方案 B,可降低叶轮背腔旋转比,减小径向压降,增加叶轮背腔向前轴向力。

离心叶轮背腔旋流抑制技术,可以提高叶轮背腔腔压起到增大发动机转子向前轴向力的作用,对于改善发动机在慢车等低状态下转子轴向力的轻载、反向起到积极的效果,但是由于叶轮背腔旋转比减小,也会带来叶轮背腔轮盘风阻功率的增加。

参考文献:

- [1] 郭飞跃,邓旺群,成晓鸣. 涡轴发动机组合压气机转子轴向预紧力计算方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 623-629.
GUO Feiyue, DENG Wangqun, CHENG Xiaoming. A method for calculating axial preload of turbo-shaft engine combined compressor rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 623-629. (in Chinese)
- [2] 蔡毅,朱惠人,张丽,等. 影响某型燃机转子轴向力关键因素分析[J]. 航空工程进展, 2013, 4(1): 66-70.
CAI Yi, ZHU Hui ren, ZHANG Li, et al. Key factors investigation on the rotors axial thrust of a gas turbine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(1): 66-70. (in Chinese)
- [3] 王秋阳,陈亮. 航空发动机转子气体轴向力技术研究[J]. 中国设备工程, 2018(7): 173-176.
WANG Qiuyang, CHEN Liang. Research on axial force technology of aero-engine rotor gas[J]. China Plant Engineering, 2018(7): 173-176. (in Chinese)
- [4] BRUN K, SIMONS S, KURZ R, et al. Measurement and prediction of centrifugal compressor axial forces during surge: Part 1 surge force measurements[R]. Charlotte, US: ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017.
- [5] CAO Weidong, DAI Xun, HU Qixiang. Research on the effect of impeller reflux balance holes on pressure and axial force of centrifugal pump[R]. Chicago, US: ASME 2014 4th Joint US-European Fluids Engineering Division Summer Meeting collocated with the ASME 2014 12th International Conference on Nanochannels, Microchannels, and Minichannels, 2014.
- [6] 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. (in Chinese)
- [7] 李夫庆,罗翔,徐国强. 中心进气转静盘腔的冷气流阻特性实验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1334-1340.
LI Fuqing, LUO Xiang, XU Guoqiang. Experimental study of flow friction characteristics for a rotor-stator system with centre inflow of cooling air[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1334-1340. (in Chinese)
- [8] 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.
- [9] 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[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1986, 7(1): 21-27.
- [10] 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.
- [11] 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 Naibing, ZHOU Zhixiang, QIU Changbo. Numerical simulation of radial inflow in air system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(3): 378-383. (in Chinese)
- [12] 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.
- [13] FARTHING P R, CHEW J W, OWEN J M. The use of deswirl

- nozzles to reduce the pressure drop in a rotating cavity with a radial inflow[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1991, 113(1): 106-114.
- [14] 于霄, 陆海鹰, 沈毅, 等. 空气系统引气腔流动换热特性研究[J]. *航空科学技术*, 2011, 22(4): 59-65.
- YU Xiao, LU Haiying, SHEN Yi, et al. Research of flow and heat transfer in a rotating cavity with a radial inflow[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2011, 22(4): 59-65. (in Chinese)
- [15] 曹玉璋, 陶智, 徐国强. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [16] 罗翔, 冯野, 徐国强, 等. 直接供气预旋转静系流动和换热数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(10): 2188-2193.
- LUO Xiang, FENG Ye, XU Guoqiang, et al. Numerical simulation of flow and heat transfer performances in a direct transfer pre-swirl system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(10): 2188-2193. (in Chinese)
- [17] 蔡旭, 徐国强, 罗翔, 等. 直接供气预旋转静系流动特性的实验[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(10): 2222-2228.
- CAI Xu, XU Guoqiang, LUO Xiang, et al. Experiment of flow characteristics of direct transfer pre-swirl system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(10): 2222-2228. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)