某辅助动力装置涡轮盘腔泄漏影响 数值研究



甘明瑜^{1,*}, 王鹏涛², 曾飞¹, 宋友富¹ 1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002 2. 中国航空发动机研究院, 北京 顺义 101304

摘 要:本文采用数值模拟的方法研究了盘腔泄漏流对某型辅助动力装置涡轮部件性能及流场的影响,并分析了其作用机理。 结果表明,盘腔泄漏流对涡轮性能有较大影响,泄漏流不影响涡轮进口流量,但会影响功率分配并明显降低涡轮效率。优化搭 接结构可减小盘腔泄漏流流量,提高涡轮效率。盘腔泄漏流对二级导向叶片通道流场影响较小,对二级工作叶片的影响主要 集中在30%叶高以下区域。盘腔泄漏流促进了二级工作叶片叶根部位漩涡的发展,增大了叶片通道的二次流损失。

关键词:盘腔泄漏,数值模拟,辅助动力装置,涡轮

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

涡轮部件是航空发动机的核心部件之一,其性能对发 动机整机性能有重大的影响^[1]。随着技术的发展,涡轮部 件需要满足更高的气动载荷和气动效率要求^[2]。端区损失 是涡轮气动损失的主要来源之一,它引起的效率损失约占 总损失的30%。轮毂处封严气及泄漏气是端区二次流的重 要组成部分,对涡轮效率有较大影响^[3,4],控制封严泄漏气的 影响是气动研究的前沿领域之一。

S. Sebastian 等^[5]试验研究了封严气对两级轴流低压涡 轮的影响,表明封严气流会加强通道内的二次流结构,改变 了叶片载荷分布,导致涡轮效率降低。C. McLean 等^[6,7]在 单级高压涡轮中试验了三种出流方式,测得级间通道总压 损失分别为0.013%、0.067%和0.307%,三种出流方式中转 子通道端壁边界层发展的影响不同。C.David^[8]研究表明流 道封严、篦齿等特征可导致某大涵道比涡扇发动机三级低 压涡轮总效率降低0.6%。周扬等^[9]研究表明高压涡轮转静 子交接处封严腔中冷气流量会导致转子进口负迎角的加 大,对吸力面的流动分离有抑制作用。贾惟等^[9]研究了封 严腔轴向位置和间隙变化对涡轮性能的影响,发现封严出 流与主流掺混形成的诱导涡随后发展成为通道涡并占据了

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.06.005

端区二次流的主导地位。胡松林等¹⁰⁰研究发现冷气对主流 的阻碍作用随着喷射角度的增大而变强;冷气的喷射对二 次流影响很大,叶片根部形成较大的速度梯度,促进了通道 涡的发展。

综合文献可知,盘腔漏气对涡轮性能有一定的影响。 某型辅助动力装置涡轮部件为使结构尽可能简单,在一级 转子和二级转子盘腔之间未安排封严结构,可能存在较为 明显的泄漏流。本文采用数值模拟的方法研究了盘腔泄漏 流对该辅助动力装置涡轮性能的影响,并对两种优化的搭 接结构方案进行模拟分析,为后续涡轮性能提升、结构优化 提供支持。

1 数值方法和边界条件

某型辅助动力装置涡轮部件采用单转子双级轴流涡轮 设计,燃气可从一级转子出口根部泄漏,并从二级转子进口 根部进入主流道,结构示意图如图1所示。

本文主流通道采用 Ansys/TurboGrid15.0 划分网格,单 排叶片网格数约为40~45万。盘腔采用 Ansys/ICEM 划分 网格,网格数约55万,采用掺混交接面与主流网格相连,交

收稿日期:2019-04-08;退修日期:2019-05-19;录用日期:2019-05-30 *通信作者.Tel.:18073369490 E-mail:gan.my@163.com

引用格式: Gan Mingyu, Wang PengTao, Zeng Fei, et al. Investigation of cavity leakage flow on turbine performance in APU[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(06): 32-38. 甘明瑜, 王鹏涛, 曾飞, 等. 某辅助动力装置涡轮盘腔泄漏影响数值研究[J]. 航空科学技 术, 2019, 30(06): 32-38.



图1 某型辅助动力装置涡轮结构图 Fig.1 Turbine structure of a certain auxiliary power unit



图2 三维计算网格模型 Fig.2 Three-dimensional numerical simulation mesh

接面附近网格进行了加密处理,网格模型如图2所示。三 维计算采用了商用软件Ansys/CFX15.0,计算选择SST湍流 模型,求解三维定常黏性雷诺平均N-S方程,数值方法采用 时间追赶的有限体积法,空间离散采用二阶迎风格式,时间 离散采用二阶迎风格式。

涡轮进口边界条件给定总温、总压和气流角,出口给定 静压;计算时考虑了叶尖泄漏的影响;由于4排叶片均为精 密铸造毛坯,叶型表面粗糙度较明显,因此模拟时考虑了粗 糙度的影响;模拟时还考虑了叶尖泄漏的影响;工质为燃 气,物性参数设置为变比热。

为消除网格的影响,采用总数分别为212万、488万和 808万的三套网格(简称网格一、网格二、网格三)进行了模 拟,结果见表1。分析显示网格一与网格二、网格三在涡轮 性能和流场方面均具有较高的一致性,已满足网格无关性 的要求。

2 计算结果及分析

2.1 模拟方案

本文共模拟了4种方案:包括不考虑盘腔泄漏的理想 工况(Case 1),与辅助动力装置涡轮真实结构一致的工况

表1	网格	无关性结果(考虑盘腔结构)
Tab	le 1	Grid-independent results

(considering the cavity structure)

参数	网格一	网格二	网格三
网格数/万	212	488	808
进口流函数	1(基准)	0.9999	0.9998
涡轮效率	1(基准)	1.0005	1.0007

(Case 2),保持叶片排轴向间隙、盘腔内部尺寸、盘腔最小 喉部面积不变的状况,基于现有的毛坯铸造模具,综合考虑 发动机各状态的冷热态变形、强度要求,设计了 Case 3、 Case 4两种搭接结构,其中 Case 3只优化导向器结构,Case 4则对导向器、转子结构同时优化。各方案的计算子午流道 尺寸示意图如图3所示,图中尺寸均为无量纲值。

2.2 涡轮性能影响分析

盘腔泄漏流的流量可占涡轮进口流量的2.47%,对涡 轮效率有较大影响。盘腔泄漏流基本不影响第一级涡轮效 率,但明显降低了第二级涡轮效率。Case 2 较 Case 1 第二 级涡轮效率降低2.34%,涡轮总效率降低1.04%。Case 2 涡 轮进口流量略有增加,但幅度非常小。第一级涡轮膨胀比 有所增大,功分配向第一级涡轮偏重,见表2。这是因为盘 腔结构并未改变一级导向器喉部面积,却相当于增大二级 导向器的流通面积。因此进口流量基本不变,但会影响两 级涡轮的膨胀比分配。

采用优化的搭接结构可提高涡轮效率。Case 3 相对 Case 2 第二级涡轮效率提高 0.34%,总效率提高 0.2%,Case 4 相对 Case 2 第二级涡轮效率提高 0.79%,总效率提高 0.35%。这是两个因素导致:(1)盘腔泄漏流流量减小。 Case 3、Case 4 中的盘腔泄漏流流量相对 Case 2 分别减小 0.53%、0.84%;(2)盘腔泄漏流的流出方向发生了变化。 Case 3、Case 4 中泄漏流的轴向速度相对 Case 2 增大,径向 速度减小,这有利于降低掺混损失。具体参数见表2。

	表2 设计点涡轮性能参数
Table 2	Turbine performance parameters at design point

					• •
状态		Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
进口流函数		98.28	98.54	98.48	98.47
相对泄漏量		0%	2.47%	1.94%	1.63%
泄漏流	<i>u</i> /(m/s)	_	39.8	83.0	216.8
	v/(m/s)	—	-38.7	-56.3	-68.4
	w/(m/s)	_	204.0	186.8	115.7
功分配		529:471	547:453	542:458	541:459
第一级效率		(基准)	0.02%	0.02%	0.02%
第二级效率		(基准)	-2.34%	-2.00%	-1.55%
涡轮效率		(基准)	-1.04%	-0.84%	-0.69%



Fig.3 The meridian flow path of a certain auxiliary power unit turbine

2.3 涡轮流场影响分析

与理想工况 Case 1 相比, Case 2 第一级涡轮叶片表面 压力分布变化极小,故不列出;二级涡轮导向叶片表面压力 变化主要集中在30% 叶高以下区域叶背尾缘处,二级涡轮 工作叶片表面压力变化主要集中在30% 叶高以下叶背区 域,如图4 所示。在10% 叶高区域,泄漏流的影响主要集中 在叶盆20% 轴向弦长区域, 对叶背80% 轴向弦长处流场仍 有影响;在30% 叶高区域,泄漏流的影响已非常弱。盘腔泄 漏流减小了叶片载荷,导致工作叶片做功能力下降。

盘腔泄漏流促进了叶根二次流的发展,如图5所示。 叶背尾缘二次流区域由约20%叶高区域发展至30%叶高 区域,叶盆区域进口气流角由零迎角变化为负迎角,对叶盆 前缘区域流场有影响,其余区域则基本不变。泄漏流由二 级转子根部喷射进入主流道,由于通道内压差的存在,迅速 迁移至叶背并沿叶背发展,因而对工作叶片叶盆面的流场 影响很小,这与图4的结论一致。

优化的搭接结构可减小盘腔泄漏流对叶片载荷的影 响,如图4所示。Case1叶片载荷为均匀加载形式,Case3、 Case4的载荷分布较Case2更接近Case1。这是因为优化 后的搭接结构减小了泄漏流流量和径向速度,导致泄漏流 影响范围减小。

从图6可以看出,泄漏流从盘腔流入涡轮通道,在通道内展向抬起、向叶中方向传播,采用优化的搭接结构可以减小泄漏流的掺混影响,图6中Case 2、Case 3泄漏流掺混程

度要优于Case 1,这是泄漏流流量减小、速度变化导致的。

图7是二级工作叶片通道内的涡量分布云图。4种不 同工况下叶尖泄漏涡及上通道涡的强度基本不变,验证了 盘腔泄漏流对涡轮工作叶片影响集中在30%叶高以下区域 的结论。在理想工况Case1中,通道进口根部边界层较薄, 形成的马蹄涡较弱,因而马蹄涡发展来的下通道涡较弱,同 时在吸力面尾缘处发展出角涡,这与经典的涡轮叶栅流场 分布较为一致^[11,12]。在Case2中,泄漏流与进口边界层掺 混,导致叶片根部形成了较大的速度梯度,产生了较强的马 蹄涡。马蹄涡可分为压力面分支和吸力面分支,压力面分 支在通道内压差作用下迅速迁移到叶背面,与吸力面分支 汇合发展,形成了较强的通道涡和壁面涡,占据端区二次流 的主导地位,增大了二级工作叶片通道内的二次流损失。 在Case3、Case4中,采用优化的搭接结构降低了下通道涡 的强度,通道内的二次流损失有所减小。

盘腔泄漏基本不影响一级涡轮出口气流角,只是由于 两级涡轮膨胀比分配变化导致出口气流角轻微变化。盘腔 泄漏流对二级转子进口气流角有较大影响,Case 2 较 Case 1 在 20% 叶高区域内进口气流角增大,这是因为泄漏流的周 向分速度小于主流的周向分速度,两者掺混导致气流周向 速度减小,改变了转子根部进口的速度三角形,因而迎角发 生变化。采用优化的搭接结构改变了泄漏流流量和流出方 向,有效地抑制了泄漏流的径向影响范围。Case 3、Case 4 叶片根部进口气流角较 Case 2 有一定改善,其中 Case 4进



Fig.4 Surface pressure distribution of 2nd stage turbine blade



图5 二级涡轮工作叶片表面极限流线分布 Fig.5 Surface limit streamline distribution of the 2nd stage turbine blade

口气流角已经非常接近理想工况Case 1,有效地改善了二级工作叶片进口迎角特性。

盘腔泄漏流对二级涡轮出口气流角55%叶高以上基本 无影响,在5%~25%叶高区域增大,在25%~55%叶高区域 减小。这与涡量云图的变化趋势是一致的,泄漏流对叶片 上半通道基本无影响,加强了下半通道内的二次流,引起出 口根部涡量绝对值增大,5%~25%叶高区域与25%~55%叶 高区域变化方向相反。

盘腔内流动较为复杂,燃气沿着顺压力梯度方向形成 了一个逆时针旋转的主要涡结构,在靠近转子盘区域则因 诱导作用形成了一系列反方向旋转的涡结构,如图9、图10 所示。采用优化的搭接结构对盘腔内主要流场的结构分布 影响较小,但对盘腔进出口区域流动结构有较大影响。



图6 通道内泄漏流三维流线分布图

Fig.6 Three-dimensional streamline distribution of leakage flow in channel



图7 二级涡轮工作叶片通道涡量分布云图 Fig.7 The vorticity distribution in 2nd stage turbine blade channel

3 结论

采用数值模拟的方法研究了某型辅助动力装置涡轮盘 腔泄漏流对涡轮性能及流场的影响,分析了其作用机理,得 到以下几个结论:

(1)盘腔泄漏对涡轮性能有较大影响。考虑盘腔泄漏 流的涡轮效率比理想工况下第二级效率降低2.34%,涡轮 总效率降低1.04%。

(2)优化盘腔结构可减小泄漏流影响,提高涡轮效率,文中

两种优化的搭接结构分别导致涡轮总效率增加0.2%、0.35%。

(3)盘腔泄漏流可导致二级工作叶片根部进口气流角 增大约30°,极大地促进了叶根部位旋涡的发展,增大了工 作叶片通道的二次流损失。

(4)该辅助动力装置涡轮毛坯均采用精密铸造制成,导向器铸造时留有一定的加工余量。优化搭接结构可在不更改铸造模具及转子动力特性情况下提高涡轮效率,具有较强的工程实用性。







图9 盘腔内马赫数分布云图

Fig.9 Mach number distribution in the cavity



图 10 盘腔内涡量分布云图 Fig.10 Vorticity distribution in the cavity

参考文献

 [1] 李兆庆.大型军用航空发动机的先进涡轮技术[J].航空科学 技术,2007(4):12-15.

Li Zhaoqing. Turbine technology of large military aircraft engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2007(4): 12-15. (in Chinese)

[2] 綦蕾.涡轮端区非定常相互作用机理及流动控制技术探讨[D].北京:北京航空航天大学,2010.

Qi Lei. Investigation of unsteady interaction mechanism and flow control in the turbine endwallregions[D].Beijing: Beihang University,2010.(in Chinese)

- [3] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachine[J]. Journal of Turbomachinery,1993,115:621-656.
- [4] Denton J D. Some limitations of turbo-machinery CFD[R]. ASME GT2010-22540, 2010.
- [5] Sebastian S, Holger W, Heinz-Peter S. Experimental analysis of the interaction between rim seal and main annulus flow in a low pressure two stage axial trubine [J]. Journal of Turbomachinery, ASME,2013,135(5):051003.
- [6] McLean C, Camci C, Glezer B. Mainstream aerodynamic effects due to wheelspace coolant injection in a high-pressure turbine stage: Part I Aerodynamic measurements in the stationary frame[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(4): 687-696.
- [7] McLean C,Camci C,Glezer B.Mainstream aerodynamic effects due to wheelspace coolant injection in a high-pressure turbine

stage: Part II Aerodynamic measurements in the rotational frame[J].Journal of Turbomachinery,2001,123(4):697-703.

- [8] David C, Aspi W, Rob B. Analytical investigation of alow pressure turbine with and without flowpathendwallgaps, seals and clearance features[C]// ASME Turd Exp 2005: Power for Land Sea and Air, 2005:1099-1105.
- [9] 周杨,牛为民,邹正平,等.轮毂封严气体对高压涡轮二次流动 的影响[J].推进技术,2006,27(6):515-520.
 Zhou Yang, Niu Weimin, Zou zhengping, et al. Effects of coolant in jection from rim seals on secondary flow in a high-pressure turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6):515-520.(in Chinese)
- [10] 贾惟,刘火星.封严腔几何特征对涡轮性能的影响[J].工程热 物理学报,2015,36(3):492-495.
 Jia Wei, Liu Huoxing. Effects of rim seal cavity geometric features on turbine performance[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015,36(3): 492-495. (in Chinese)
 [11] 胡松林,刘火星,明磊.涡轮封严气体喷射角度变化对主流的
- [11] 胡松林,刈火星,明磊,涡轮封产气体喷射用度变化对主流的 影响研究[J].燃气涡轮试验与研究,2009,22(4):25-29.
 Hu Songlin, Liu Huoxing, Ming Lei. Effect of the hub cavity

flow on the flow structure of an axial HP turbine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(4): 25-29. (in Chinese)

[12] Langston L S . Cross flows in aturbine cascade passage[J]. Journal of Engineering Power, 1980, 102(4):866-874.

(责任编辑 王昕)

作者简介

甘明瑜(1989-)男,硕士,工程师。主要研究方向:发动机 涡轮气动设计。 Tel:18073369490 E-mail:gan.my@163.com 王鹏涛(1989-)男,学士,工程师。主要研究方向:发动机 涡轮气动设计。 Tel:13910562747 曾飞(1982-)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:发 动机涡轮设计。 Tel:18073327455 宋友富(1991-)男,硕士,工程师。主要研究方向:发动机 涡轮气动设计。 Tel:17673231656

Investigation of Cavity Leakage Flow on Turbine Performance in APU

Gan Mingyu^{1,*}, Wang PengTao², Zeng Fei¹, Song YouFu¹

1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China

2. Aero Engine Academy of China, Beijing 101304, China

Abstract: This paper presents a numerical investigation of impact of cavity leakage flow on turbine in APU, includes both the flow physics and the consequences on overall performance. It appears that, the cavity leakage flow does not affect the turbine inlet flow mass, but it affects the power distribution between two stage turbine and significantly reduces the overall turbine efficiency. It can reduce the cavity leakage flow and improve turbine efficiency with a optimized cavity structure. The cavity leakage flow influence on the vane passage flow field is very small and the influence on the blade passage flow field is mainly concentrated on the below 30% blade height area. The leakage flow greatly accelerated the blade horse shoes vortex development and increased the secondary flow loss.

Key Words: cavity leakage flow; numerical simulation; APU; turbine

 Received: 2019-04-08;
 Revised: 2019-05-19;
 Accepted: 2019-05-30

 *Corresponding author.Tel.: 18073369490
 E-mail: gan.my@163.com