

压气机静叶栅流场畸变试验可行性探索及流场分析

徐佳汇 孙 鹏 滕礼志 钟兢军

(大连海事大学 轮机工程学院 辽宁 大连 116026)

摘 要: 为了能够通过叶栅试验研究总压畸变对压气机静叶流场结构的影响,本文在已有研究成果的基础上,提出通过改变局部进口导叶安装角来实现静叶进口不均匀流场的试验方法,并采用数值模拟研究了不同条件下静叶流场变化情况。研究表明,采用可调导叶实现静叶前气流角周向不均匀的流场是可行的。随着4号导叶安装角的减小,静叶进口气流角、密流等参数趋于周向不均匀,但各参数不均匀的形式略有不同;流动损失主要由导叶尾迹和泄漏流引起,4号导叶安装角的减小使损失增大,从而加重了下游6号和7号静叶吸力面的分离,恶化了下游流场。

关键词: 畸变;压气机;静叶;叶栅试验;数值模拟

中图分类号: TK474.8 文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2016.08.005

引 言

压气机作为航空发动机的核心部件之一,其性能和稳定裕度一直深受国内外学者的关注。由于受到飞机飞行条件、外界气流条件以及飞机进气道设计制造等因素的影响,压气机在实际工作中容易出现不均匀的进口流场。大量研究表明,不均匀的进口流场会大大增加压气机进入失速状态甚至发生喘振的风险^[1~2]。

目前,对压气机不均匀进口流场的研究主要集中在其对压气机整机性能、稳定裕度以及动叶流场的影响上^[3~6],对静叶流场影响的研究还比较少;当进口畸变在动叶传递的过程中衰减较小时,K Dragan发现受进口畸变产生的扰动会影响静叶流场,加重静叶分离,甚至产生角区失速^[7];钟兢军等人研究发现,进口畸变使得部分静叶前气流参数分布不均匀,引起这些流道内附面层分离,从而使流场迅

速恶化^[8]。可见,畸变流场经动叶后造成静叶进口参数分布不均,流动恶化,进而对整机性能造成影响。因此,研究不均匀来流对静叶流场的影响也很重要。

但是有关畸变条件下静叶流场参数的研究,尤其是实验研究多是在级环境下开展的,这就面临着成本高、难度大,内部流场参数不易测量等诸多问题。能否在叶栅实验中对畸变条件下静叶流场的研究需要面临这两个问题:一是畸变流场传递到静叶前有何表现,如何在静叶进口加以体现;二是如何在静叶栅进口给定不均匀的来流条件。对于第一个问题,高海洋等人研究发现,在进口总压畸变的情况下,静叶进口主要表现为气流角的周向不均匀,从而引起畸变区静叶角区分离^[9];对于第二个问题,鉴于可调导叶被广泛用来给定实验叶栅进口参数的诸多经验,周逊、王振峰等通过在实验叶栅前加装可调导叶,研究来流冲角对涡轮静叶流场的影响^[10];刘建明、王东等在做低压涡轮导向叶片扇形叶栅实验中,为了提供导向叶片所需的进口气流角,在导向叶片前加上一排整流叶栅^[11];傅文广等以试验和数值模拟结果对比得知,可以通过合理的导叶设计,以扇形叶栅试验代替压气机级实验来研究静叶的性能和流场结构^[12];李丽丽在对多级风扇末级静叶的气动性能的研究中,同样在静叶前加装导流叶片研究进口气流角对静叶流场特性的影响^[13]。

本研究在文献[13]试验件的基础上,提出调整个别导叶安装角使静叶进口流场不均匀,研究畸变对压气机静叶流场的影响。但是该方法受叶栅实验件流场周期性的影响特别严重。因此本研究首先采

收稿日期: 2015-09-08; 修订日期: 2015-10-30

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51576024); 国家自然科学基金重点基金资助项目(51436002); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(3132015024)

作者简介: 徐佳汇(1991-),男,辽宁新宾人,大连海事大学硕士研究生。

通讯作者: 孙 鹏(1979-),男,大连海事大学教授。

用数值方法对该实验件展开研究,验证上述方法的可行性,并对静叶流场进行分析。

1 数值方法与试验校核

1.1 数值方法及方案

本文所研究的试验件模型如图 1 所示,包括前排 7 个可调导叶和后排 13 个静叶。为了方便进行流场分析,对每排叶片进行编号,叶片之间的流道用 PG_{ab} (导叶流道)或 PS_{ab} (静叶流道)表示,下标 a 和 b 代表图 1 中的数字编号。

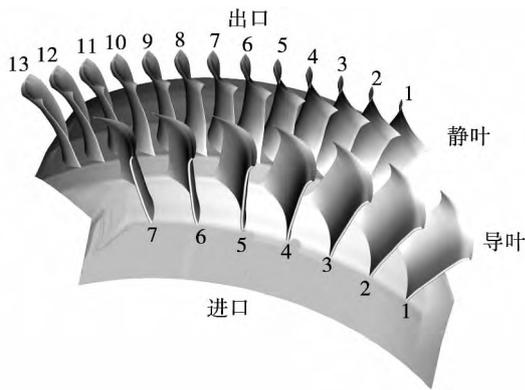


图 1 叶栅实验件模型
Fig. 1 Cascade model

数值模拟中合理的网格划分以及对应流动适应的湍流模型的选定,可以取得与真实流场相接近的计算结果^[14]。本文的计算网格通过 GAMBIT 进行划分,如图 2 所示。可调导叶和静叶表面都采用 O 型网格进行加密,上下端壁也进行加密。可调导叶根部 1 mm 间隙处是单独建立的拓扑结构,采用三棱柱网格,其余全部采用六面体网格。导叶流道内网格总数约为 125 万,静叶流道内网格数约为 250 万。

本文研究方案为:导叶安装角为设计值(方案 P0);4 号导叶逆时针旋转 4°,其余导叶安装角不变(方案 P4);以及 4 号导叶逆时针旋转 8°,其余不变(方案 P8)。4 号导叶旋转示意图如图 3 所示。3 种研究方案仅对 4 号导叶流道的网格进行单独划分,其余流道网格相同。

出口背压给定 101 300 Pa,进口静压给定 101 000 Pa,总温给定 300 K。通过改变进口总压来调整进口马赫数。湍流模型选用 Relizable $k-e$ 模型,并且采用标准壁面函数对近壁区流动进行求解。

进气方式定义为轴向进气,壁面采用无滑移和绝热壁面条件,导叶和静叶之间设定为 interface(交接面)。

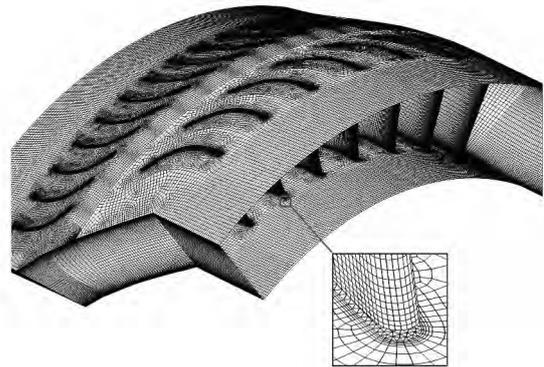


图 2 计算域网格
Fig. 2 Mesh of fluid domain

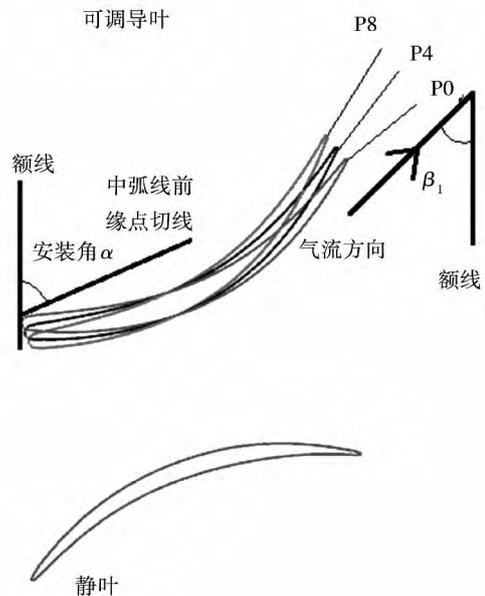


图 3 4 号导叶安装角角度调整示意图
Fig. 3 Rotation angle of AGV

1.2 数值结果标定

与 P0 方案对应的试验如图 4 所示,采用 5 孔探针以非对向测量方法测量出口截面的气动参数,并采用油流法获得静叶吸力面流动情况。

图 5 为静叶 3 到静叶 11 之间流道出口 50% 叶高的气流角周向分布的数值与试验结果对比,图中方框标出 4~10 号静叶叶片的尾迹位置,可以看出试验结果尾迹处的气流角在量值上都大于数值结果,这是因为数值结果的吸力面分离要比试验结果

的严重如图 6 所示 造成尾迹区气流偏转不足 使得气流角减小; 而由于在试验中来流附面层较厚 导致试验时主流区气流轴向速度减小 进而使得气流角小于数值结果。而其它位置数值和试验结果相差较大 说明实验件两侧立板对流场的影响很大。图 6 为静叶 5 到静叶 10 吸力面流线对比图 就吸力面的分离起始点位置以及分离线的走向 试验和数值得出的各个叶片的分离情况基本一致 因此本文认为数值模拟能够较好的反映真实流场情况。同时 由图 5、图 6 中可发现 静叶各流道出口参数以及吸力面流动情况都有所差别。这主要是由于前排导叶和后排静叶的叶片数不是成比例组合 各静叶的进口情况都有差别 从而使得各流道的流动情况不一样 没有出现很好的周期性。

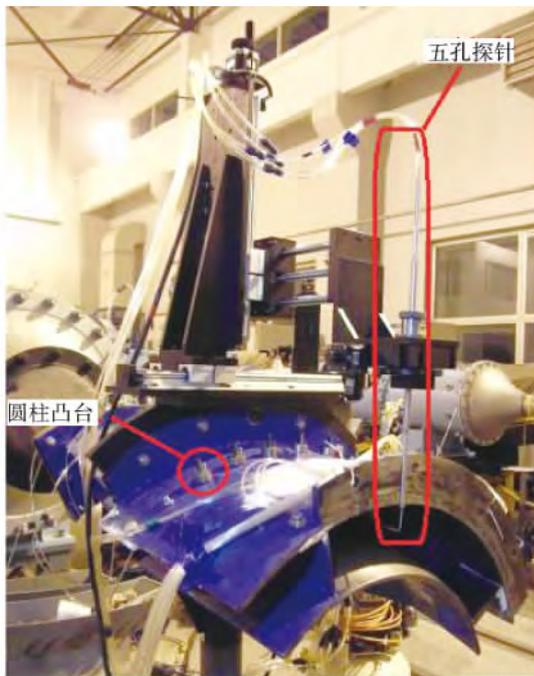


图 4 试验件图

Fig. 4 Photograph of the experiment installation

2 流场分析

2.1 导叶出口流场分析

图 7 为 4 号导叶不同安装角时导叶流道 PG₃₄和 PG₄₅的出口气流角云图 4 号导叶安装角减小使 PG₃₄流道的出口气流角减小 且使导叶根部泄露流增强 使得受泄露流影响的低气流角区域扩大 尤其在 P8 方案时 泄露流范围的扩大使得 4 号导叶出口

气流角呈现上半叶高大 下半叶高气流角小的分布。图 8 为 PG₃₄和 PG₄₅流道的密流分布云图 由图可见 4 号导叶安装角减小使 PG₄₅流道内密流减小 尤其是 4 号导叶尾迹区附近的密流值 由图 8(c) 可知 在 P8 方案下 4 号导叶尾迹形成了一条明显的狭长低密流区 并且较 P0 方案向 5 号导叶尾迹偏移。总之 通过改变 4 号导叶的安装角可以在导叶出口实现气流角和密流周向分布不均匀的流场结构。

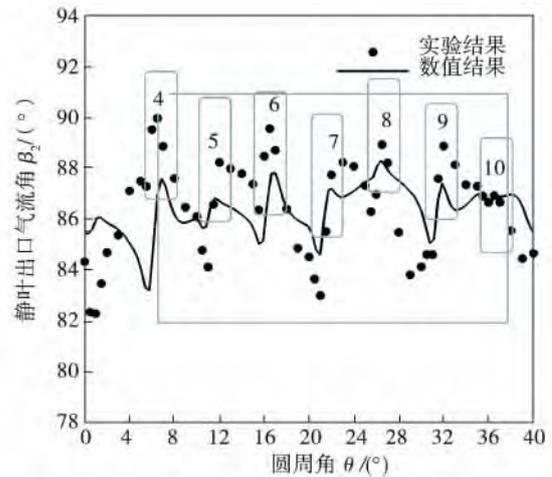


图 5 静叶出口气流角

Fig. 5 Outlet flow angle of stator



(a) 实验结果



(b) 数值结果

图 6 静叶吸力面流线

Fig. 6 Streamlines on stator suction surfaces

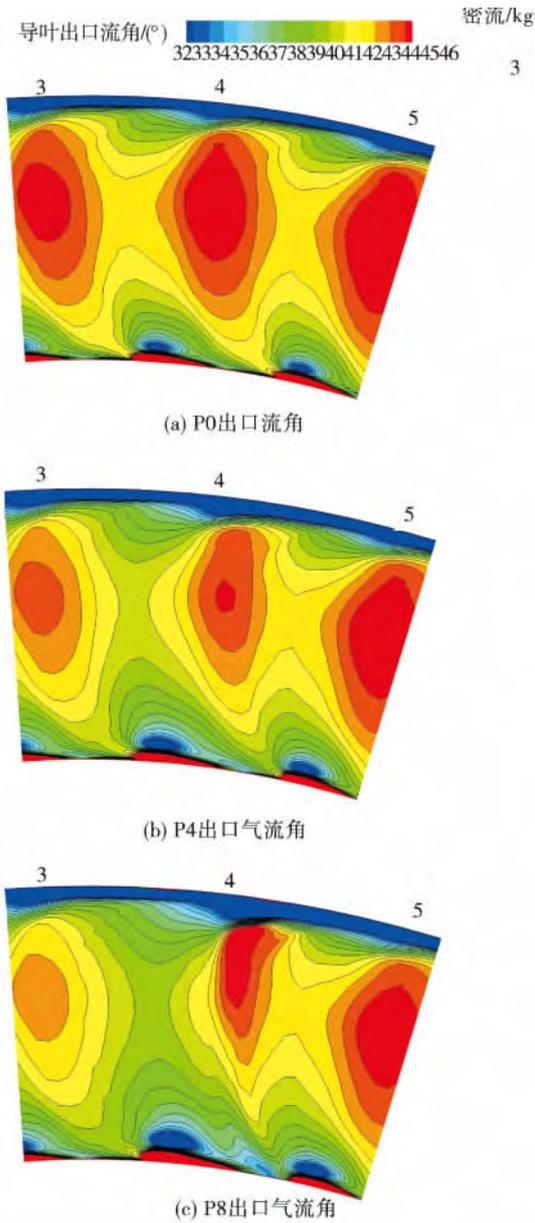


图 7 导叶出口气流角
Fig. 7 Outlet flow angle of AGV

基本不受泄漏流的影响,调整 4 号导叶使静叶流场分布出现明显的周向不均匀性 6 号静叶吸力面尾缘及 7 号静叶的熵值随着 4 号导叶安装角的减小而明显增大。

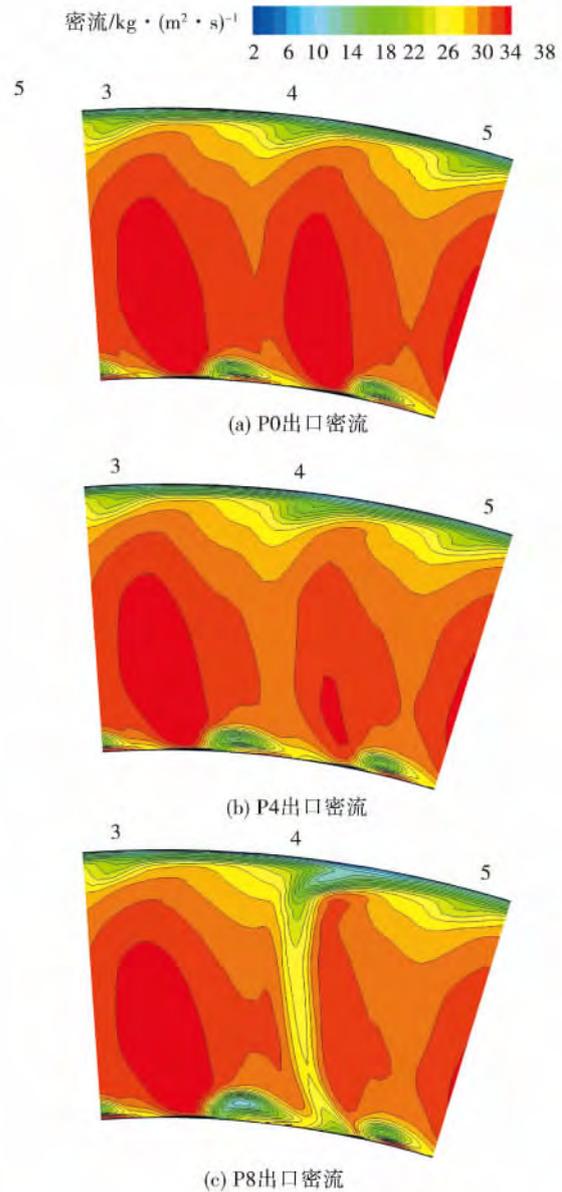


图 8 导叶出口密流
Fig. 8 Outlet flow density of AGV

2.2 静叶流场分析

熵通常被用来度量流动损失^[15],熵值越高损失越严重。图 9 为各方案 10%、30%、50% 叶高 S1 流面的熵值云图,由图可知,静叶 10% 叶高附近损失明显高于其它位置,随 4 号导叶安装角减小,静叶各叶高流场均有不同程度的改变,在 10% 叶高处,由于上游导叶间隙泄漏流的影响,使得静叶流道内流动较为复杂,即使在 P0 方案时,静叶流场沿周向也不是均匀的,但是可以看出,安装角的减小增大了泄漏流和尾迹的损失,使 5~8 号静叶间流道内的流场分布产生了变化,而 30% 和 50% 叶高处,静叶流场

涡量也称旋度,表示流场中某一质点的旋转程度。在圆柱坐标系中,轴向涡量可表示为 $\Omega_z = 1/r(\partial(rv_\theta)/\partial r - \partial v_r/\partial \theta)$ 涡量正负定义如下:正值表示从出口方向望去逆时针方向旋转,负值则为顺时针方向旋转。涡量能够反映流道内的旋涡情况,对分析压气机内部流动意义重大^[16]。各方案静叶

出口 S3 流面涡量云图如图 10 所示。对比图 10(a) 和图 6(b) 可看出,流道出口 S3 面正涡量峰值区为集中脱落涡影响区域,而负涡量峰值区则为下通道涡影响区域。

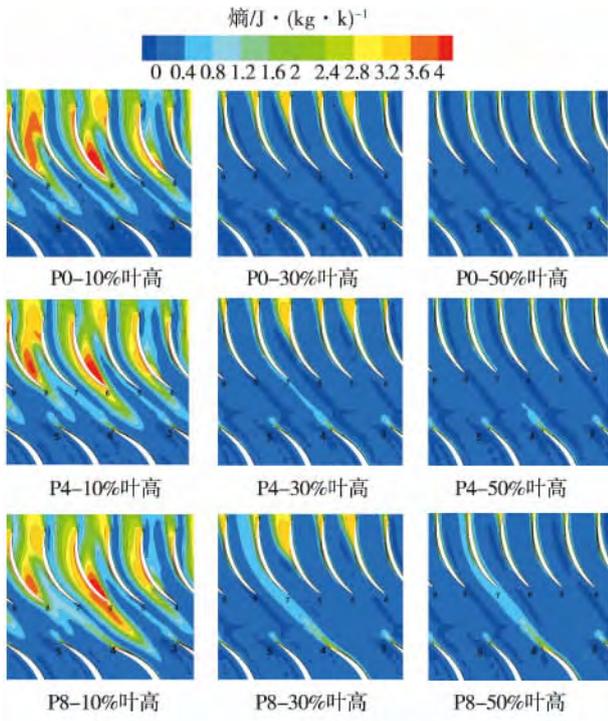
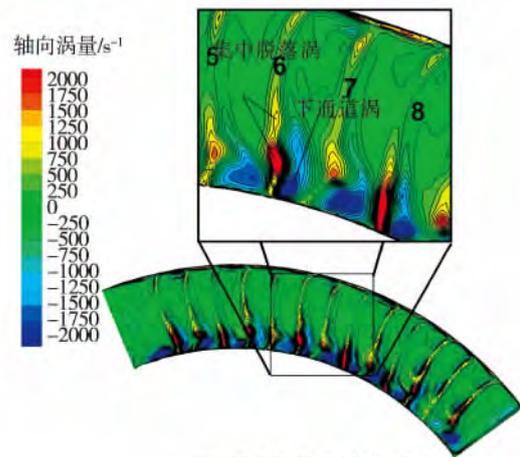


图 9 S1 面熵值云图

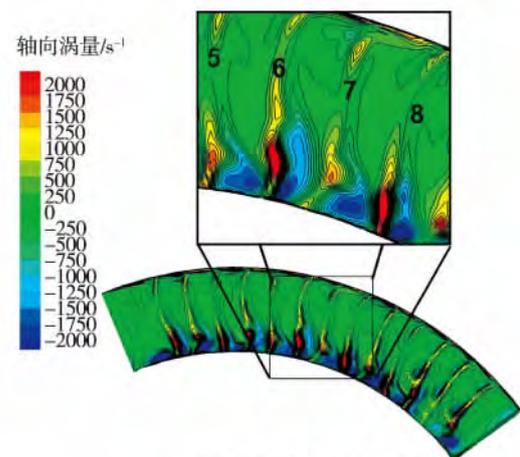
Fig. 9 Entropy contour of S1

从图 9 中 S1 流面云图可看出,导叶安装角减小而形成的突变区主要影响了静叶 5 与静叶 8 之间的 3 个流道。由图 10 可见,6 号、7 号静叶吸力面附近集中脱落涡强度随 4 号导叶安装角的减小逐渐增大,而 PS_{67} 和 PS_{78} 通道内通道涡强度逐渐减小。 PS_{56} 内通道涡强度则随 4 号导叶安装角减小逐渐增大。在方案 P8 下,静叶 6 集中脱落涡尺度较大,并对 PS_{67} 流道内的通道涡具有抬升作用,使其强度减弱但范围扩大。

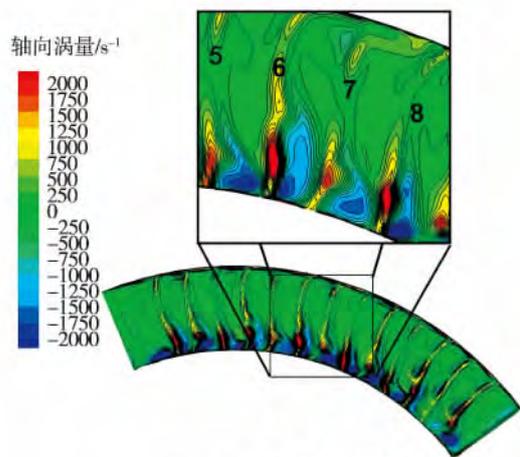
静叶流道内体流线如图 11 所示,由图 11(a) 可知, PS_{56} 流道内 3 号导叶尾迹和 4 号导叶泄漏流相互掺混形成比较明显的通道涡,流道 PS_{78} 和流道 PS_{56} 情况类似。由图 10(a) 涡量等值线云图可见,在流道 PS_{56} 和 PS_{78} 中通道涡强度大,近吸力面集中脱落涡强度较小。流道 PS_{45} 和 PS_{67} 进口来流条件基本一致,分别受到 3 号导叶和 4 号导叶的泄漏流的影响,使得 4 号静叶和 6 号静叶吸力面严重分离。



(a) P0 静叶出口涡量云图



(b) P4 静叶出口涡量云图



(c) P8 静叶出口涡量云图

图 10 静叶出口涡量云图

Fig. 10 Vorticity contour of stator outlet

随 4 号导叶安装角减小,4 号导叶尾迹由 7 号静叶吸力面向变为流道 PS_{78} 乃至 8 号静叶偏转,而流道 PS_{78} 的通道涡主要是由 5 号导叶泄漏流和 4 号导叶近端壁尾迹在 8 号叶片压力面前缘区处发展起

来的。4 号导叶安装角的减小使其尾迹区密流降低,进而减弱了由此尾迹和 5 号导叶泄漏流形成的通道涡强度。

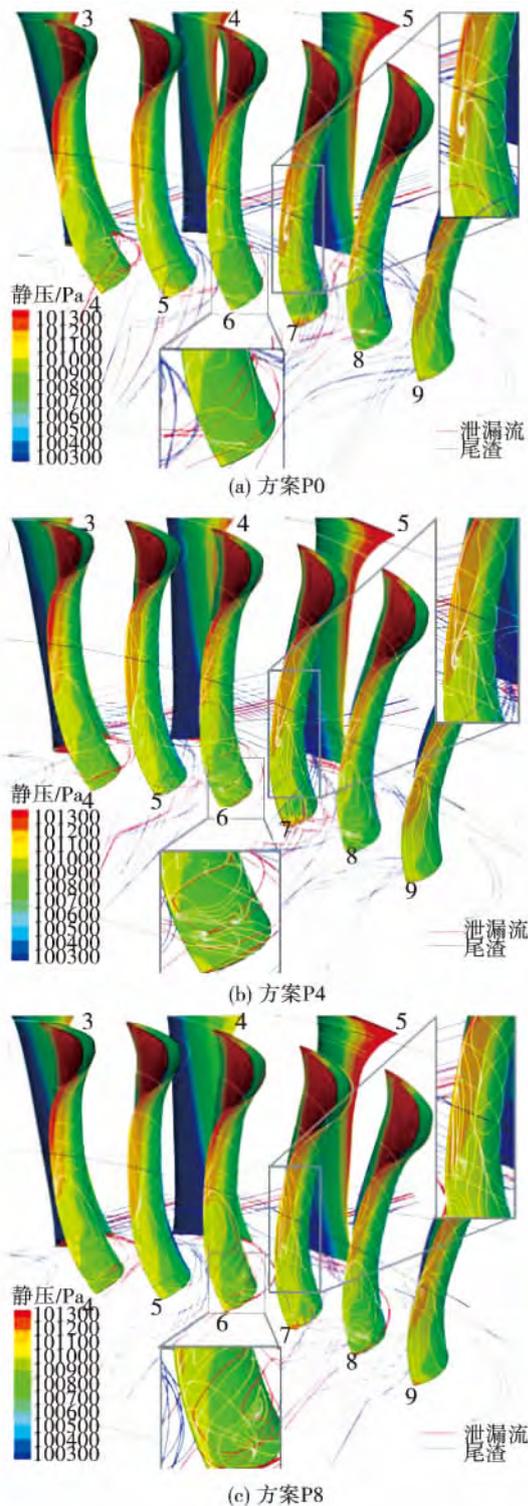


图 11 不同方案的三维体流线图

Fig. 11 Streamlines of different schemes

对比图 11 各方案中 7 号静叶吸力面的壁面流谱图可发现, P4 方案与 P0 方案吸力面的集中脱落涡位置基本一致, 安装角改变对 7 号影响较小; 而在 P8 方案下, 7 号静叶吸力面叶展方向都出现了回流, 流场恶化严重。

图 11 为 6 号静叶主要受到前排 4 号导叶泄漏流的影响, 随着导叶安装角的减小, 泄露流损失明显加重(见图 9 中 10% 叶高焓值云图), 且导叶 P_{34} 流道内气流角随着导叶安装角的减小而减小, 导致进口攻角增大, 造成 6 号静叶吸力面分离加重: 在 P0 方案时还没有形成明显的集中脱落涡; 在方案 P4 已经形成明显的集中脱落涡; 方案 P8 时, 随着导叶安装角的进一步减小, 来流泄露流损失的加重以及攻角的增大导致来流动能下降, 轴向的逆压梯度使得集中脱落涡径向迁移, 从而加重流道损失。

3 结 论

为了开展畸变条件下静叶流场叶栅试验研究, 本文以扇形叶栅试验件为对象, 采用数值模拟方法研究了改变局部导叶安装角制造不均匀来流的可行性, 并分析了该不均匀来流条件对静叶流场的影响, 得到如下结论:

(1) 4 号导叶安装角减小使导叶流道 PG_{34} 出口气流角减小, 且使导叶根部间隙泄漏流增强。尤其在 P8 方案时, 泄露流范围的扩大使得 4 号导叶出口气流角呈现上半叶高大, 下半叶高小的分布。通过改变 4 号导叶的安装角可以在导叶出口实现气流角和密流周向分布不均匀的流场结构;

(2) 导叶尾迹和间隙泄漏流对后排静叶影响较大, 4 号导叶安装角偏转使间隙泄漏流增加的同时, 使下游 6 号和 7 号静叶攻角增加, 吸力面分离加重, P_{67} 与 P_{78} 流道内的流动恶化;

(3) 本文提出的通过调整个别导叶安装角来实现下游静叶进口不均匀流场的方法是可行的, 可以采用可调导叶加静叶的试验件结构对畸变条件下的静叶流场开展叶栅试验研究。但是必须注意试验件各流道流动的周期性并不理想, 合理设计试验件流道数十分重要。

参考文献:

- [1] 李传鹏, 胡 骏. 旋转进气畸变对轴流压气机气动稳定性影响

- 实验研究[J]. 航空动力学报 2004, 19(04): 433-437.
LI Chuan-peng, HU Jun. Effects of Rotating Inlet distortion on a5-stage hp-compressor stability [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(04): 433-437.
- [2] 胡 骏. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算一周向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(03): 229-232.
HU Jun. Calculation of off-design performance of multistage compressor with circumferential distorted Inlet Flow [J]. Journal of Aerospace Power 2000, 15(03): 229-232.
- [3] 张皓光, 吴 俊, 楚武利, 等. 进口畸变对轴流压气机流场影响的全通道数值研究[J]. 推进技术 2013, 34(08): 1056-1063.
ZHANG Hao-guang, WU Jun, CHU Wu-li, et al. Full-annulus numerical investigation of influence on flow-field in an axial flow compressor with inlet distortion [J]. Journal of Propulsion Technology 2013, 34(08): 1056-1063.
- [4] 张 环. 旋转总压畸变对压气机稳定性影响的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学 2009.
ZHANG Huan. An investigation of effects of total pressure distortion on aerodynamic stability of compressors [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics 2009.
- [5] 吴 虎, 冯维林. 周向总压畸变在轴流压气机中的传递特性分析[J]. 航空动力学报 2005, 20(05): 725-730.
WU Hu, FENG Wei-lin. Propagation of circumferential pressure distortion in axial flow compressors [J]. Journal of Aerospace Power 2005, 20(05): 725-730.
- [6] 李美林, 林 峰, 陈静宜, 童志庭, 聂超群. 周向进口畸变对压气机失速过程的影响[J]. 工程热物理学报 2005, 26(06): 33-36.
LI mei-lin, LIN Feng, CHEN Jing-yi, TONG Zhi-ting, NIE Chao-qun. Annular inlet distortions Influence on a low-speed axial compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(06): 33-36.
- [7] DRAGAN K, UDO S, EUGEN L. Hub-corner stall in compressor cascades: A comparison between experimental And Numerical Results [R]. ISABE-2009-1335.
- [8] 钟兢军, 高海洋, 孙 鹏. 畸变条件下压气机静叶内部流场数值研究[J]. 工程热物理学报 2013, 34(07): 1234-1238.
ZHONG Jing-jun, GAO Hai-yang, SUN Peng. Numerical study of flow-field in compressor stator with inlet total pressure distortion [J]. Journal of Engineering Thermophysics 2013, 34(07): 1234-1238.
- [9] 高海洋, 孙 鹏, 钟兢军. 总压畸变对跨声速压气机静叶端区流场结构影响研究[J]. 推进技术 2014, 35(05): 641-647.
GAO Hai-Yang, SUN Peng, ZHONG Jing-jun. Effects of total pressure distortion on stator end-wall flow structure of a transonic compressor [J]. Journal of Propulsion Technology 2014, 35(05): 641-647.
- [10] 周 逊, 王振峰, 王祥峰, 等. 冲角变化对涡轮静叶栅流场的影响[J]. 实验流体力学 2009, 23(4): 11-14.
ZHOU Xun, WANG Zhen-feng, WANG Xiang-feng, et al. Effect of incidence on the flow field in turbine static cascade [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics 2009, 23(4): 11-14.
- [11] 刘建明, 王 东, 马永峰, 等. 低压涡轮导向叶片扇形实验及数值模拟 [Z]. 南昌: 第五届中国航空学会青年科技论坛 2012.
LIU Jian-ming, WANG Dong, MA Yong-feng, et al. Experiment and numerical simulation of low-pressure turbine guide blade sector cascade [Z]. Nanchang: Fifth China Youth Science and Technology Forum Held by CSAA 2012.
- [12] 傅文广, 孙 鹏, 李丽丽, 等. 扇形叶栅实验中可调节叶的应用研究[J]. 热能动力工程 2014, 3(02): 127-132.
FU Wen-guang, SUN Peng, LI Li-li, et al. Study of the Application of adjustable guide blades in sector-shaped cascade tests [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2014, 3(02): 127-132.
- [13] 李丽丽, 潘若痴, 李 涛, 等. 风扇静叶扇形叶栅实验方法及其气动特性的数值研究[J]. 大连海事大学 2014, 11(04): 97-102.
LI Li-li, PAN Ruo-chi, LI Tao, et al. Investigation on sector experimental method and numerical study on the aerodynamic characteristic of a fan stator blade [J]. Journal of Dalian Maritime University 2014, 11(04): 97-102.
- [14] 张华良. 采用叶片弯/掠及附面层抽吸控制扩压叶栅内涡结构的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学 2007.
ZHANG Hua-liang. Investigation on application of dihedral/swept blade and boundary layer suction to control vortex configurations in compressor cascades [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology 2007.
- [15] DENTON J D. Loss mechanisms in turbomachines [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [16] 吴 宏, 蒋洪德. 燃气轮机压气机涡量动力学理论及分析方法[J]. 航空动力学报 2013, 28(04): 903-910.
WU Hong, JIANG Hong-de. Theory and analysis method based on vorticity dynamics for gas turbine compressor. Journal of Aerospace Power 2013; 28(04): 903-910.

(陈 滨 编 辑)

na ,Post Code: 310027) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31(8). -12 ~ 17

Inspired by the unique properties of gradient porous material (GPM) ,the authors proposed a novel design to enhance the heat transfer in pipes by filling them with GPMs. When R_p (GPM filling ratio) is 0.8 ,the effects of gradient pore-size and gradient porosity on the flow and heat transfer performance were studied by examining velocity distribution ,friction factor and averaged Nusselt number. The flow and heat transfer performances of GPM filled pipes were also compared with the ones filled by homogeneous porous materials (HPM) . Moreover ,a tradeoff analysis between the GPM and HPM design on the thermal and flow properties was also conducted. The results showed that the pipes with GPM configuration can effectively enhance heat transfer and reduce the flow resistance in comparison with conventional HPM design. **Key words:** gradient-porous materials ,fluid flowing ,heat transfer enhancement ,numerical simulation

喷管内水蒸汽凝结相变的数值模拟研究 = **Numerical Study on the Condensation Phase Transformation of Water Vapor in Supersonic Nozzle** [刊 ,汉]HUA Feng ,LIAO Guo-jin (Faculty of Mechanical Engineering and Automation ,Liaoning University of Technology ,Jinzhou ,Liaoning ,China ,Post Code: 121001) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31(8). -18 ~ 23

With the real thermodynamic properties of water vapor and the consideration of the effects of the phase transformation and velocity slip ,a numerical model for the non-equilibrium supersonic water vapor condensation flow was established. This numerical model was first verified by the comparison with the experimental data. Then it was used to simulate the vapor flow in a supersonic nozzle. The “X-type” condensation shock was clearly captured ,and its morphology and formation causes were analyzed. In comparison with the simulation with ideal vapor ,it shows that the non-equilibrium steam condensation forms condensation shock ,leading to the sudden increase in flow field pressure and temperature ,and in turn ,abrupt decrease in flow velocity. The droplet radius ,droplet number ,growth trends and humidity after non-equilibrium condensation occurs ,were also calculated and analyzed. **Key words:** double-fluid model ,water vapor ,numerical simulation ,non-equilibrium condensation

压气机静叶栅流场畸变试验可行性探索及流场分析 = **Feasibility Research of Compressor Stator Cascade Test with Distorted Inlet and Flow Field Analysis** [刊 ,汉]XU Jia-hui ,SUN Peng ,TENG Li-zhi ,ZHONG Jing-jun(Marine Engineering College ,Dalian Maritime University ,Dalian ,China ,Post Code: 116026) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31(8). -24 ~ 30

In order to study the effects of total pressure distortion on compressor stator by cascade experiments ,a test method for a non-uniform stator inlet by changing the installation angle of some adjustable guide vanes (AGV) was presented in this paper. Numerical simulation was adopted to study the stator flow field with different inlet conditions. Study shows that it is feasible to achieve the goal of non-uniform inlet flow angle with the method of AGV. Inlet flow angle and flow density becomes non-uniform in circumference with the decrease of installation angle ,and the type of

non-uniformity is also different slightly. Flow loss is mainly caused by the wake and leakage flow of the AGV. The decrease of installation angle of the NO.4 AGV increases the loss ,resulting the exacerbated suction separations of the NO.6 and NO.7 stators. **Key words:** distortion ,compressor ,stator ,cascade experiment ,numerical simulation

翅片管汽轮机油冷却器传热性能试验研究 = **Experimental Study on Heat Transfer Performance of Fin Tube Oil Cooler of Steam Turbine** [刊 汉] OUYANG Xin-ping ,LIU Bing-xiao (School of Energy and Power Engineering ,University of Shanghai for Science and Technology ,Shanghai ,China ,Post Code: 200093) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31(8) . -31 ~37

The heat transfer performance and pressure drop in finned tube oil cooler was experimentally studied. The rib effect coefficient of the tested tube was 10.6. The experimental data was compared with the theoretical data available. The correlations for both convective heat transfer and flow resistance from the inside and outside of tubes were determined by using the Wilson method and the least square principle. It is shown that the heat transfer coefficient inside the tested tube achieves 1 000 ~3 000 W/(m² · °C) ,5 ~6 times higher than that of the bare tube oil cooler. Compared to the bare tube oil cooler with the same shell diameter ,it saves two thirds of the heat exchanger volume. For the same heat exchanger volume ,the amount of the high ribbed tubes are about 60% of that of the bare tubes ,so the heat capacity of high ribbed tubes is 3 ~4 times as that of the bare tube oil cooler. **Key words:** fin tube ,oil cooler , heat transfer performance ,flow resistance

过量空气系数对沼气内燃机-ORC 系统性能的影响 = **The Influence of Excess Air Ratio on the Performance of the ICE-ORC System** [刊 汉] LI Jin-ping ,WANG Qiu-gang ,ZHOU zheng-qing (Western China Energy & Environment Research Center ,Lanzhou University of Technology ,Lanzhou ,China ,Post Code: 730050) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31(8) . -38 ~43

In order to improve the performance of the ICE-ORC combined cycle system ,the influence of excess air ratio was studied. A numerical model of the ICE-ORC combined cycle system was established and related simulations was done for different methane concentrations of biogas with the theoretical air-fuel ratio/excess air ratio from 1.1 to 1.6. The simulation results showed that the increase in excess air ratio can enhance the thermal efficiency of the combined cycle system within certain ranges. The larger the methane concentration of the biogas is ,the smaller the range of the excess air ratio that can enhance the system thermal efficiency will be. With the same excess air ratio , the system thermal efficiency will be improved with the increase of methane concentration of biogas. **Key words:** ICE-ORC ,excess air ratio ,system thermal efficiency ,methane concentration

动力涡轮动叶预扭对涡轮部件气动影响研究 = **Aerodynamic Effects of Pre-twist of the Power Turbine Blade on the Turbine Part** [刊 汉] YANG Jie ,LIU Dong-hua ,PAN Shang-neng ,LU Cong-ming (AVIC Aviation Powerplant Research Institute Zhuzhou ,China ,Post Code: 412002) //Journal of Engineering for Thermal Energy &