

文章编号:1000-8055(2012)09-2106-07

离心压气机无叶扩压段流路控制扩稳机理

王永生^{1,2}, 童志庭¹, 林 峰¹, 聂超群¹

(1. 中国科学院工程热物理研究所先进能源动力重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院研究生院, 北京 100190)

摘 要: 为寻求叶轮-扩压器间无叶扩压段流路控制的扩稳机理,选取某离心压气机为研究对象,利用数值模拟的方法,通过流场分析解释其失速机理,并在此基础上重新设计无叶扩压段机匣结构,探讨一种有效流路控制扩稳方式. 分析结果表明:将无叶扩压段机匣结构设计为先收缩后扩张型后,离心压气机稳定工作范围提高了 2.8%,但绝热效率有所降低.

关 键 词: 无叶扩压段; 机匣结构; 流路控制; 扩稳; 离心压气机

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Stall improvement mechanism of vaneless diffuser flow path control in a centrifugal compressor

WANG Yong-sheng^{1,2}, TONG Zhi-ting¹, LIN Feng¹, NIE Chao-qun¹(1. Key Laboratory of Advanced Energy and Power Chinese Academy of Sciences,
Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: To investigate the stall improvement mechanism of vaneless diffuser flow path control, a centrifugal compressor was simulated and compared with existing experimental data. According to characteristics of flow field and stall mechanism, a convergent-divergent type of impeller-diffuser casing designed was analyzed. The result shows that the stable flow range of centrifugal compressor increases by 2.8%, however, no obvious positive effects are found on the adiabatic efficiency which is slightly lower than that of the prototype.

Key words: vaneless diffuser; casing structure; flow path control; stall improvement; centrifugal compressor

离心压气机广泛应用于中小型航空发动机、车用/船用涡轮增压器上,其变工况时的稳定性直接制约着整机的性能.在兼顾效率的同时,拓宽离

心压气机稳定性工作范围,将对相关产品性能的技术提升起到至关重要的作用.因此,采取主动或被动控制策略拓宽离心压气机的稳定工作范围越

收稿日期:2011-10-14

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.025.html>

基金项目:国家重点基础研究发展计划(2007CB210104);国家自然科学基金(51010007)

作者简介:王永生(1984—),男,辽宁营口鲅鱼圈人,博士生,研究领域为内部流动机理与稳定性控制研究.

来越受到国内外研究者的重视。

自1989年Epstein等人^[1]正式提出主动控制的设想开始至今,主动控制压缩系统失稳的尝试一直进行着,但主要停留在实验室阶段。相对而言,通过机匣处理和稳态喷气等手段的被动控制技术更利于应用在压气机的实际运行当中。自1968年,Koch等^[2]首先发现蜂窝式机匣处理在轴流压气机上的扩稳作用后,研究人员在轴流、离心压气机上相继开展了周向槽、轴向槽等多种机匣处理方式的大量研究。关于喷气技术,剑桥大学的Day^[3]首先采用主动控制技术成功地控制了多级轴流压气机的旋转失速和喘振现象后,研究人员在继续探索基于闭环反馈的非稳态喷气主动控制的同时,同样开展着稳态喷气被动控制技术。以上扩稳手段应用在离心压气机上主要从从叶轮、扩压器及叶轮-扩压器等部件入手。针对叶轮部分,主要从抑制叶顶泄漏涡强度、改善叶轮进口冲角分布等角度在叶轮前缘或通道采用相应的顶部吹吸及机匣处理方式^[4-6]。而对于扩压器,除了采用扩压器通道机匣处理及吹吸外,在叶片前缘近盘侧做切口^[7],改变叶片前缘倾角,采用管式扩压器^[8-9]、半高或低稠度扩压器叶片等手段同样可以达到改善离心压气机运行稳定性的效果。相对叶轮或扩压器而言,从叶轮-扩压器之间入手寻求扩稳手段的研究并不是很多。然而,叶轮-扩压器区域径向距离非常短,且存在射流-尾迹、附面层与激波干涉现象以及强烈的非定常特性,其流动情况对上游叶轮及下游扩压器的性能具有很大的影响,若能通过相应的控制技术改善该区域流体流动分布寻求扩稳机理,进而增强离心压气机稳定性具有一定的意义。

目前,叶轮-扩压器之间采用的机匣处理方式主要有:盖侧机匣收敛型(front pitch)、盘侧机匣收敛型(rear pitch)以及盖侧机匣在转子出口后部平移扩大轴向长度(smokesheff)。以上机匣处理手段在离心压气机设计阶段已被设计者考虑。与此同时,研究人员也尝试在叶轮-扩压器之间进行机匣开槽(周向槽,径向槽以及斜槽等)开展研究,相继得到不错的效果。另外,稳态喷气技术在叶轮-扩压器之间也有所尝试。典型的代表为Spakovszky^[10]在2004年ASME(American Society of Mechanical Engineers)最佳文章中指出:对NASA(National Aeronautics and Space Administration)CC3离心压气机叶轮-扩压器区域采用叶轮出口喷入0.5%气体实现了喘振边界增加了

25%的扩稳效果,并给出相应的扩稳解释:喷气增大了叶轮出口盘侧流动角度,减小了流通面积,增强了叶轮出口至扩压器喉部气流的扩压能力,从而改变该区域气流的非定常性,增强离心压气机稳定性。然而,纵观以上所述扩稳手段,除了机匣处理外,大多停留在实验室阶段或普及性不强。因此,从机匣处理入手,将研究焦点聚集在叶轮-扩压器区域,通过简单的机匣处理使得离心压气机获得较佳的扩稳效果将具有一定的意义。

本文选取NASA CC3离心压气机为研究对象,采用数值方法手段进行流场分析,且与NASA实验数据进行对比,并在此基础上,具有针对性的重新设计叶轮-扩压器间无叶扩压段机匣结构探索行之有效的扩稳手段,为拓宽实际应用中具有相同失速机理的离心压气机稳定性工作范围提供参考。

1 数值方法

NASA CC3离心压气机是1975年由NASA Lewis研究中心为卡车/巴士及分布式发电机的先进涡轮发动机设计的。其设计流量为4.54 kg/s,总压比为4,转速为21789 r/min,出口叶尖速度为492 m/s。叶轮由后弯角为50°的15个主叶片和15个分流叶片组成,分流叶片前缘位于主叶片30%弦长处,进口叶尖直径为210 mm,叶高64 mm,出口直径为431 mm,出口叶高为17 mm,进口热态间隙为0.152 4 mm,出口间隙为0.203 mm。有叶扩压器由24个楔形叶片组成,扩压器前缘与叶轮出口半径比为1.078,扩张角度为7.8°,出口半径为363 mm。关于叶轮与扩压器的详细几何参数可参见文献^[11]。

图1为NASA CC3叶轮与扩压器结构图,图2为子午流道示意图,与文献^[12]中的实验测量采取的结构完全一致,通过数值计算与实验结果的对比分析,验证本文数值计算的可靠性。

网格划分采用结构化网格及多块网格分区技术,参考文献^[13]网格节点设置并进行网格无关性验证,最终选取叶轮流向、周向和展向的网格节点数分别为129,65和49。其中叶片通道内流向有81个网格节点,分流叶片通道内有57个网格节点,叶间隙有9个网格节点;扩压器叶片流向、周向和展向的网格节点分别为137,33和49。

三维流场计算求解定常三维雷诺平均Navier-Stokes(N-S)方程,采用Spalart-Allamaras(S-A)模型,有限体积中心离散方法,空间项的离散

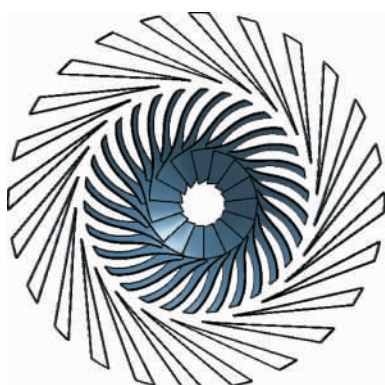


图 1 NASA CC3 离心压气机叶轮与扩压器

Fig. 1 Impeller and diffuser geometry

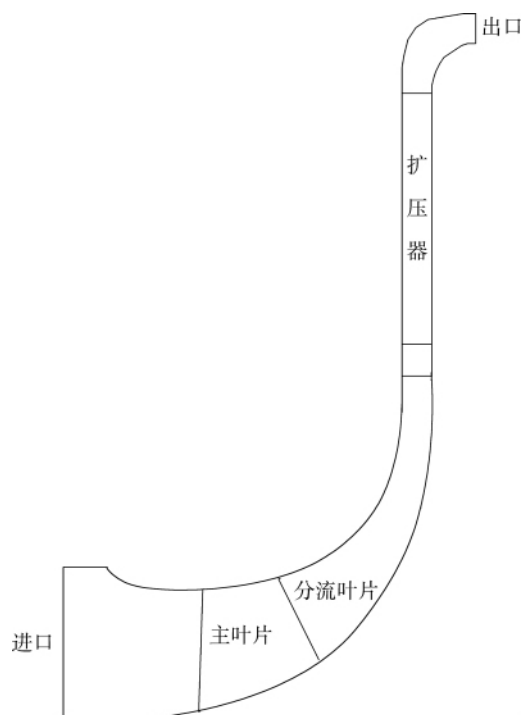


图 2 子午流道示意图

Fig. 2 Meridional diagram

采用中心差分格式,时间项采用 4 阶 Runge-Kutta 方法迭代求解,并采用多重网格技术加速收敛。边界条件:进口给定总压、总温及气流角度,通过调节出口背压改变离心压气机工况。

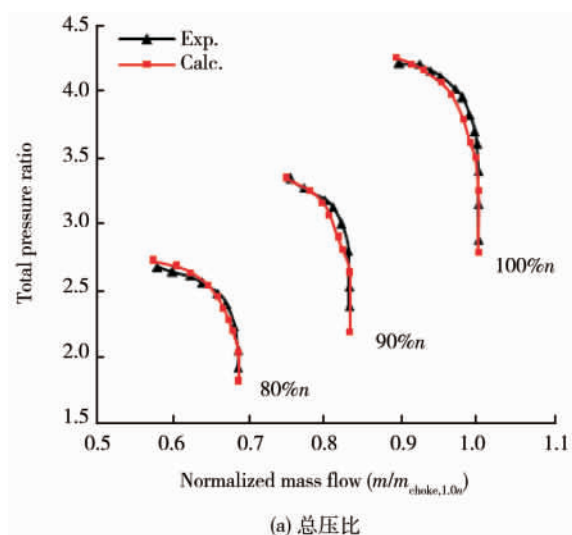
为提高近失速点的判别精度,本文采用的方法为:当流量逐渐减小时,缓慢提高背压,在接近失速工况时,背压甚至以 5 Pa 的幅度逐步提高尽可能提高计算精度,寻求数值上精确的近失速点。若发现某一工况下离心压气机总压比开始下降时,即可判定前一工况为数值计算所能得到的

近失速点。

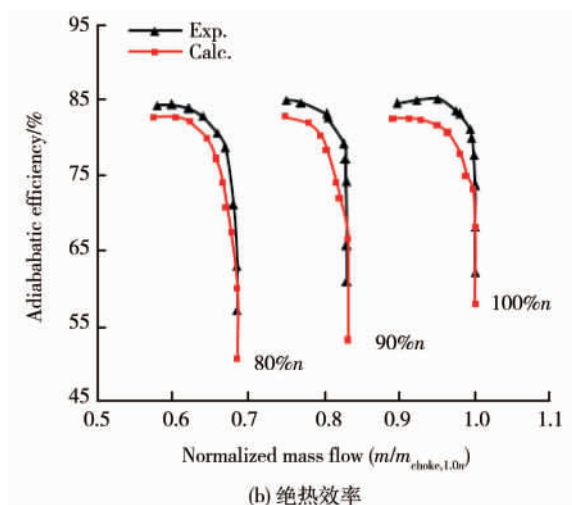
2 计算结果及分析

2.1 数值与实验特性线对比

图 3(a)和图 3(b)分别给出了 100%、90%和 80%设计转速下,离心压气机级总压比和绝热效率随流量变化的计算与实验结果对比曲线。3 种转速下,计算与实验所得总压比分布趋势基本一致,具体数值上存在略微差别;而绝热效率在分布上趋于一致,但计算结果低于实验值,100%转速下最为明显。设计工况下,计算总压值为 4.019,绝热效率为 81.09%,实验总压值为 3.94,绝热效率为 83.2%,效率相差 2.11%。纵观 3 种转速下的特性线分布,无论是数值计算还是实验,离心压



(a) 总压比



(b) 绝热效率

图 3 计算结果与实验特性线对比

Fig. 3 Characteristic lines of numerical calculation and experiment

气机流量工作范围($(m_{\text{choke}} - m_{\text{stall}})/m_{\text{choke}} \times 100\%$)基本一致.因此,本文采取的数值手段能够满足机匣扩稳机理研究的要求.

2.2 流场分析

图4为NASA CC3离心压气机在设计和近失速工况下扩压器通道内三维流线分布图.从图中可知:在设计工况下,扩压器通道内盘侧区域压力面侧存在明显的分离涡.究其起因,源于扩压器叶片进口设计冲角(-5°)不合理及扩压器径向长度过长所致.随着流量不断减小,由于冲角变大,分离涡逐渐向扩压器通道下游转移,从图4(b)中近失速点扩压器通道内流线分布可清晰分辨出.另外,与设计工况下流场对比,近失速工况下存在明显的不同.在扩压器通道近盘侧吸力面开始出现分离,究其原因为随着离心压气机流量减小,扩压器叶片进口冲角变大引起吸力面气流分离.扩压器通道内近盘侧区域两侧分别存在分离涡,随着流量进一步减小,两侧分离区域继续增大,造成扩压器通道堵塞进而引发离心压气机失速.本文作者关于NASA CC3离心压气机失速机理的阐

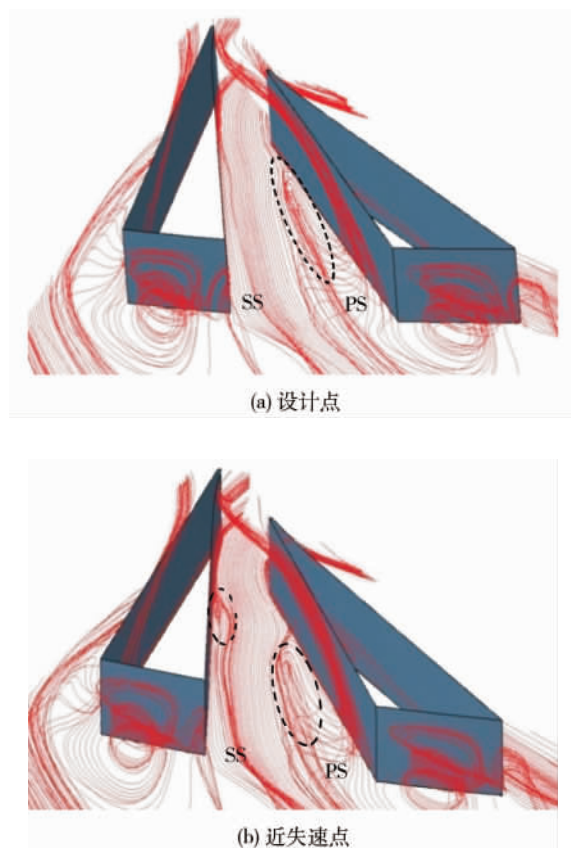


图4 扩压器通道内流线分布图

Fig. 4 Streamline distribution in diffuser passage

述,采用了文献[14]的解释.文献中利用粒子图像测速仪(PIV)观察到了扩压器通道内分离涡的存在,认为扩压器通道内盘侧区域通道内首先出现的气流分离导致堵塞引起了离心压气机的失速.

图5左侧图为离心压气机子午面上熵产等值线分布情况,对叶轮-扩压器区域进行放大后可清晰看出盖侧区域流动损失较大,从右侧该区域进一步放大的流动分布情况来看存在明显的分离涡.究其原因为:从叶轮出口流出的气流尾迹主要存在盖侧区域,造成流速较低,在高逆压梯度下产生气流分离,进而形成分离涡.此种现象在工业上应用的离心压气机中并非罕见^[15].是否可以考虑通过某种措施改变分离涡以达到改善离心压气机性能的目的.据作者了解,若想抑制或消除此处分离涡可通过以下手段:重新设计离心压气机机匣形状、采用叶轮尾缘前倾以及扩压器进口叶片盘侧做切口等措施实现.但是,本文研究切入点并不以抑制或消除分离涡为目的,而是试图尝试重新设计叶轮-扩压器之间无叶扩压段盖侧机匣结构,利用或引导分离涡来改善扩压器叶片进口近轮毂处流动状况,进而达到离心压气机扩稳的目的.

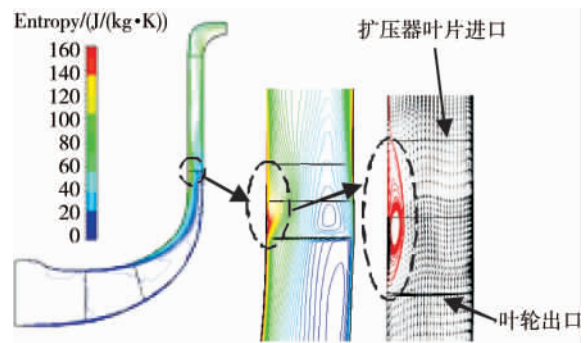


图5 叶轮-扩压器盘侧区域分离涡结构图

Fig. 5 Structure of casing separation vortex between impeller and diffuser

因此,基于以上分析,若要提高NASA CC3离心压气机稳定工作范围,可通过改变叶轮-扩压器之间区域机匣或轮毂结构引导分离涡,改善扩压器叶片前缘处流动情况,降低气流角度,减小近盘侧区域进口冲角,进而延缓扩压器吸力面流动分离.

2.3 叶轮-扩压器机匣结构改进

叶轮-扩压器之间盖侧区域机匣结构再设计思路如下:引导盖侧区域分离涡后移,减小扩压器叶片进口处流通面积.因此,与原设计相比,同工

况下,增大气流速度,降低近轮盘侧扩压器进口冲角,推迟扩压器吸力面盘侧区域气流分离,避免失速的发生.具体实施手段:从半径为 $R=215.5$ mm 的叶轮出口至 $R=224$ mm 区域机匣呈凸圆弧收缩型,轴向长度缩小 2.1 mm,增加气流速度,防止气流量不足无法克服逆压梯度造成回流;从 $R=224$ mm 至扩压器叶片进口 $R=232.3$ mm 之间机匣呈凹圆弧扩张型,迅速降低该区域气流速度,在较高逆压梯度下出现流动分离,其作用实际上为引导叶轮-扩压器盖侧分离涡聚集在靠近扩压器叶片前缘区域,造成扩压器叶片进口流通面积减小.图 6 给出了新机匣的主要定位尺寸及设计思路示意图.

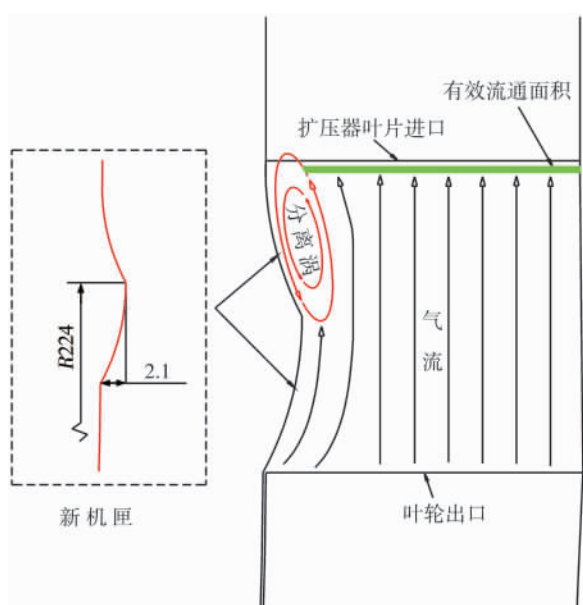
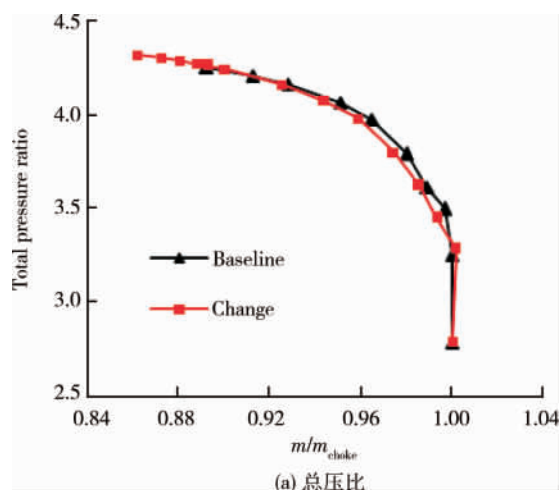


图 6 叶轮-扩压器盖侧新机匣及设计思路示意图
(单位:mm)

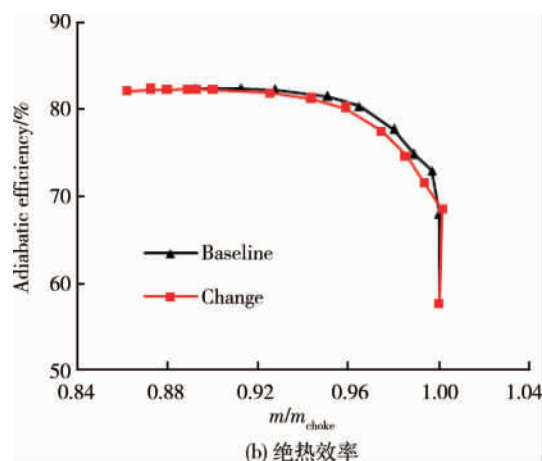
Fig. 6 Schematic of new casing between impeller and diffuser (unit:mm)

图 7 给出了离心压气机叶轮-扩压器机匣再设计前后特性线对比,红色 change 线为机匣再设计后得到的新特性线.对比分析可知:重新设计机匣后,离心压气机的工作范围拓宽了 2.8%,但绝热效率有所降低.究其原因:同工况下,叶轮-扩压器机匣再设计后造成气流速度增加,扩压器通道内气流沿程损失增加.

图 8 为在 NASA CC3 离心压气机原型近失速点工况下,两种不同机匣下扩压器叶片进口绝对气流角沿叶高分布对比曲线.从图中 20% 叶高以下放大区域可以明显看出:新机匣结构下,扩压



(a) 总压比



(b) 绝热效率

图 7 离心压气机特性线对比

Fig. 7 Characteristic line contrast

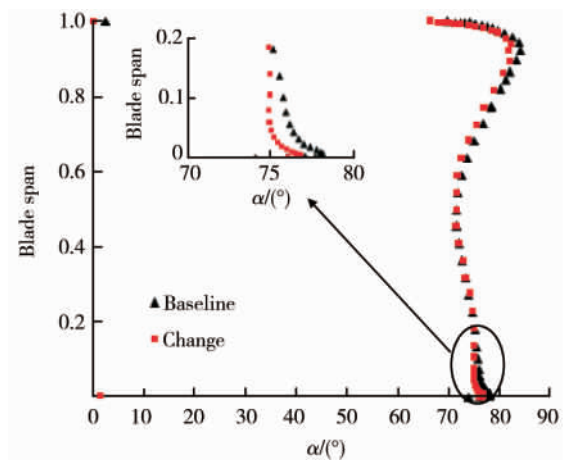


图 8 扩压器叶片进口绝对气流角沿叶高分布

Fig. 8 Distribution of absolute flow angles along diffuser blade inlet span

器叶片进口近盘侧区域流动角度明显减小,使得流动冲角小于原型,改善该区域流动状况,避免通道内气流过早分离造成通道堵塞引发离心压气机失速。另外,不难发现,50%叶高以上区域气流角度分布有所改善,究其原因:新设计机匣结构后,扩压器叶片进口区域分离涡轴向尺度($b_2 > b_1$)较大,如图9所示,造成有效流通区域内的气流速度较高,使得流体剪切力驱动作用下的分离涡速度大于原型,进而造成气流角度变小。基于以上结果分析验证了本文关于叶轮出口-扩压器叶片进口间无叶扩压段机匣再设计思路的正确性,非但不将已有的叶轮-扩压器盖侧分离涡消除,反而通过利用分离涡来达到改善扩压器叶片进口处流动分布情况,进而实现离心压气机扩稳的效果。

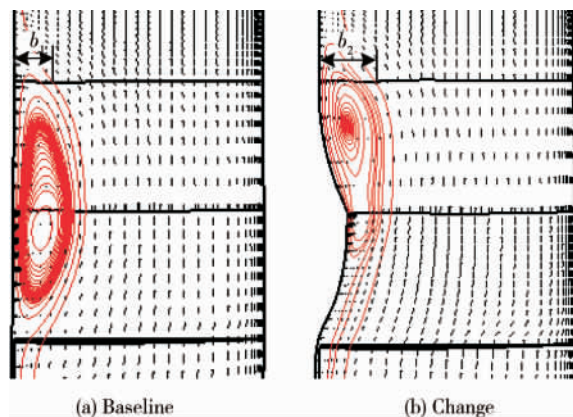


图9 叶轮-扩压器盖侧分离涡分布图

Fig. 9 Distribution of casing separation vortex between impeller and diffuser

3 结 论

选取 NASA CC3 离心压气机为研究对象,利用数值手段在分析其失速机理基础上,重新设计叶轮出口-扩压器叶片进口盖侧机匣结构研究其对离心压气机稳定工作范围的影响,获得了以下结论:

- 1) NASA CC3 离心压气机失速机理:随着流量减小,扩压器通道内近盘侧区域压力面及吸力面出现的气流分离造成通道堵塞,进而引发失速。
- 2) 重新设计叶轮-扩压器间无叶扩压段机匣结构,引导盖侧分离涡后移至扩压器进口区域,减小该区域通道流通面积,增大扩压器叶片进口气流速度,降低绝对气流角度,减小进口冲角,避免扩压器通道内近盘侧压力面附近已存在分离涡的前提下由于冲角过大造成吸力面出现气流分离,

导致通道堵塞引发失速。重新设计机匣后,离心压气机稳定工作范围提高了 2.8%,绝热效率有所降低。

3) 离心压气机扩稳手段的选择应基于具体问题具体分析的原则。本文采用的再设计叶轮-扩压器间无叶扩压段机匣结构拓宽了离心压气机稳定工作范围,但仅对具有相同失速机理的离心压气机有效,而对于其他失速类型的离心压气机需在了解其机理基础上采用已成熟的或探索新的扩稳手段。

参考文献:

- [1] Epstein A H, Ffoweswilliams J E, Greitzer E M. Active suppression of aerodynamic instabilities in turbomachines [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1989, 113 (2): 290-302.
- [2] Koch C C, Smith L H. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of single axial flow compressor Part II: performance of plain casing insert configuration with undistorted inlet flow and boundary layer trip [R]. NASA CR-54588, 1968.
- [3] Day I J. Active suppression of rotating stall and surge in axial compressors [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115 (1): 40-47.
- [4] 胡良军, 杨策, 祁明旭, 等. 离心压气机机匣处理与导叶轮缘放气的扩稳机理分析及比较 [J]. 机械工程学报, 2009, 45 (7): 138-144.
HU Liangjun, YANG Ce, QI Mingxu, et al. Numerical investigation and comparison on the stall improvement mechanism of centrifugal compressor with inducer casing and bleeding [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45 (7): 138-144. (in Chinese)
- [5] 高鹏, 楚武利, 吴艳辉, 等. 带周向槽机匣处理的离心压气机扩稳机理分析 [J]. 推进技术, 2007, 28 (4): 383-387.
GAO Peng, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. Mechanism of stall margin improvement in a centrifugal compressor with circumferential grooves casing treatment [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28 (4): 383-387. (in Chinese)
- [6] Sivagnanasundaram S, Spence S, Early J, et al. An investigation of compressor map width enhancement and the inducer flow field using various configurations of shroud bleed slot [R]. ASME Paper GT2010-22154, 2010.
- [7] Ohta Y, Goto T, Ohta E. Unsteady behavior and control of diffuser leading-vortex in a centrifugal compressor [R]. ASME Paper GT2010-22394, 2010.
- [8] Zachau U, Buescher C, Niehuis R. Experimental investigation of a centrifugal compressor stage with focus on the flow in the pipe diffuser supported by particle image velocimetry (PIV) measurements [R]. ASME Paper GT2008-51538, 2008.

- [9] 王毅,赵胜丰,卢新根,等. 高负荷离心压气机管式扩压器特点及机理分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 649-655.
WANG Yi, ZHAO Shengfeng, LU Xingen, et al. Analysis of characteristic and mechanism of pipe diffuser for a highly loaded centrifugal compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 649-655. (in Chinese)
- [10] Spakovszky Z S. Backward traveling rotating stall waves in centrifugal compressors[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2004, 126(1): 1-12.
- [11] McKain T F, Holbrook G J. Coordinates for a high performance 4:1 pressure ratio centrifugal compressor[R]. Indianapolis, Indiana: NASA Contractor Report 203134, Detroit Diesel Allison, 1997.
- [12] Skoch G J, Prast P S, Wernet M W, et al. Laser anemometer measurements of the flow field in a 4:1 pressure ratio centrifugal impeller[R]. U. S.: Lewis Research Center, Army Research Laboratory, Technical Report ARLTR-1448, 1997.
- [13] Larosiliere L M, Skoch G J. Aerodynamic synthesis of a centrifugal impeller using CFD and measurements[R]. U. S.: Lewis Research Center, Army Research Laboratory, Technical Report ARL-TR-1461, 1997.
- [14] Wernet M P, Bright M M, Skoch G J. An investigation of surge in a high-speed centrifugal compressor using digital PIV[J]. Transactions of the ASME, 2001, 123(2): 418-428.
- [15] Japikse D. Centrifugal compressor design and performance[M]. Vermont, USA: Concepts ETI Inc., 1996.