

离心压缩机级间加气的出口流场特性

冀春俊¹, 李佳娜¹, 王学军², 赵衡²

(1. 大连理工大学能源与动力学院, 116023, 大连; 2. 沈阳鼓风机(集团)有限公司技术中心, 110142, 沈阳)

摘要: 为了使离心压缩机中间某级加气后出口流场特性不影响其后所有级的运行及整机效率, 以数值模拟的方式对离心压缩机的中间级加气结构内部三维流场进行了详细的研究. 采用修改回流器叶型、增加叶片数目、增加叶片长度、修改叶片尾部型线为直线等方法消除了回流器叶片的分离与回流. 同时, 采用修改回流器子午流道型线及扭叶片代替直叶片的方法保证了出口流场的均匀性, 使混合段出口气流角沿径向变化范围缩小了近 20°. 结果表明, 依照上述方法对各部分加气结构进行合理设计及结构优化, 得到了较为均匀的级间加气出口流场, 可有效解决下一级进口流场畸变问题. 该研究工作为设计高性能的中间级加气式离心压缩机提供了依据.

关键词: 离心压缩机; 级间加气; 数值模拟; 结构优化

中图分类号: TH452 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2008)03-0273-04

Effect on the Next Stage Inlet Flow of the Complementary Gas Flow Between Centrifugal Compressor Stages

Ji Chunjun¹, Li Jiana¹, Wang Xuejun², Zhao Heng²

(1. School of Energy and Power Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116023, China;

2. Technical Center, Shenyang Blower Works (Group) Ltd, Shenyang 110142, China)

Abstract: 3-D internal flow of a centrifugal compressor with complementary gas added in space between stages was studied to improve the uniformity of the flow at the inlet of the next stage so that the performance of the stages thereafter and thus the efficiency of the whole unit were not affected adversely. Blade profiles, blade numbers, cord of the blade, and the straight line extension of the trailing edge were simulated numerically for the return channel blades in an attempt to avoid flow separation. The twist blades were designed and the meridian flow path was modified to reach a uniform flow field at the end of the mixing of the complementary gas with the main flow. The variation of the flow angles at the inlet of the next stage was reduced by nearly 20 degrees. Numerical results indicate that the final structure design can effectively solve the problem of the next stage inlet distortion.

Keywords: centrifugal compressor; complementary gas; numerical simulation; structural optimization

离心压缩机在航空航天、能源、化工及冶金等领域发挥着极其重要的作用^[1]. 在诸如大型化肥、大型乙烯等工艺装置中, 由于工艺过程的要求, 离心压缩机经常需要在级间加气. 若加气结构设计不当, 会造成混合气出口流场产生较大畸变. 研究表明, 采用原

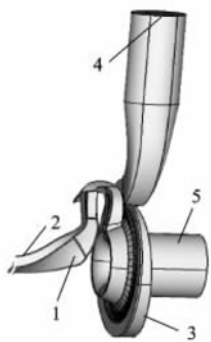
始结构的进气室, 加气气流将主气流压迫到较小区域, 造成 2 股气的混合损失非常大, 且在进气室顶部, 有大范围明显的低速区, 在整个进气室出口, 气流沿周向分布很不均匀^[2]. 由于目前基本级开发都是基于均匀来流条件设计的, 下一级进口流场的不

均匀性会造成下一级叶片冲角在大范围内变化,使压缩机内部流动恶化,机组效率低且工作稳定性差,直接影响装置的可靠性及经济性.因此,必须对中间级加气离心压缩机的加气方式和结构进行调整,尽量保证在下一级叶轮进口处有一个均匀的流场条件.

本文利用计算流体力学软件 Numeca 对百万吨乙烯项目中间级加气离心压缩机加气结构内部流场进行了详细的数值计算研究,通过设计新型的蜗壳进气式加气结构,合理分配气流流量在周向的分布,并利用导向叶片保证气流的流动方向,在气流混合段出口处得到了周向非常均匀的混合气体流场.同时,通过对回流器叶片、导向叶片以及气流子午流道进行大量的数值计算与分析,减小了气流沿径向的差异,在下一级叶轮进口得到了较为均匀的流场,有效地保证了叶片几何结构与流动的良好匹配,极大地减少了气体流动损失,避免机组出现不稳定工况,从而提高了压缩机组的整机性能与安全可靠性.

1 物理模型

图1为整级加气模型,包括叶轮、扩压器、弯道、带叶片回流器、加气蜗壳、导向叶栅、下一级叶轮进口等所有流场模型.为改变常规进气室结构周向气流分布不均、效率低下的情况,采用蜗壳进气的设计方法:在蜗壳任意截面处,使气体的流量与位置角成正比,并在蜗壳出口处设置导向叶栅,消除预旋,将出口气流引导到径向出气;在蜗壳出口处,使气流沿圆周均匀分布;在此设计中,蜗壳型线按气体自由流动的轨迹来设计^[3-4]



1:叶轮;2:前一级来流;3:加气蜗壳;4:加气进口;
5:混合气出口

图1 整级加气模型

计^[3-4]

$$c_u r = \text{const}$$

主气流与加气流量的质量流量比为 3.6 : 1,加气流量是利用数值实验的方法,多次调整加气蜗壳的出口宽度 b 及导向叶栅的宽度来保证的.为保证边界条件的准确性,对模型的出口流场进行了一定的延伸.下面,以此为基础来优化级间进气结构,进行数值实验,研究气流混合后的流动情况.

2 计算方法、网格及边界条件

2.1 数值方法

本文采用 CFD 计算软件 Numeca 来分析离心压气机级间加气结构内部的三维、可压缩、黏性流动.计算选用 Turbulent Navier-Stokes 方程组及 Spalart - Allmaras 湍流模型^[5],采用中心差分格式及多重网格技术.采用可视化网格生成软件 IGG/AutoGrid 分别生成各部分网格,再在 IGG 中实现各部分网格的连接.

2.2 计算网格

中间级加气结构的模型比较复杂,共分 5 部分进行独立网格结构划分,分别为叶轮、扩压器、弯道、回流器、蜗壳、导向叶栅以及混合段,再分别将独立的网格结构连接成整体网格模型(见图2).网格连接



图2 整级加气模型网格

采用转子冻结法进行转静子连接,连接面的边界条件在 IGG 中手工设定(采用 ROT 转静子交界面边界条件).考虑到网格数的限制,叶轮、扩压器、弯道及回流器部分采用单通道网格,其余部分均为全通道网格,总网格数为 6 794 085,连接后整级的计算网格如图2所示.

2.3 边界条件

主气流进口给定边界条件为总温、总压及进气方向,加气进口给定总温、总压及进气方向,混合气出口给定质量流量,所有转动壁面给定转速,其他壁面转速为 0.

3 计算结果及分析

如图3所示,进气蜗壳导向叶栅的设计采用 NACA 气动叶型、单圆弧中线结构,进气角为 30° ,出气角是 96° .叶片进、出口半径分别是 970 和 810 mm,共 40 个叶片.由图3可以看出,对叶栅进行初步设计后,气流经过导叶后基本沿径向出气,气体在叶片通道内流动光滑,没有明显的气流分离和漩涡现象存在,说明叶片设计较为合理(见图4).

初步设计的回流器叶片采用香蕉翼型叶片设计方法,进口角为 33° ,出口角为 90° .叶片进、出口半径是 1 182、710 mm,共 18 个叶片.由图4可看出,回流器经过初步设计后,在叶片速度面的前半弦长

处气流即开始分离,后半弦长处有较大的涡占据半个叶片通道,气流损失较大,直接影响后面级的进口流场,表明叶片初步设计不合理,需要进一步优化。

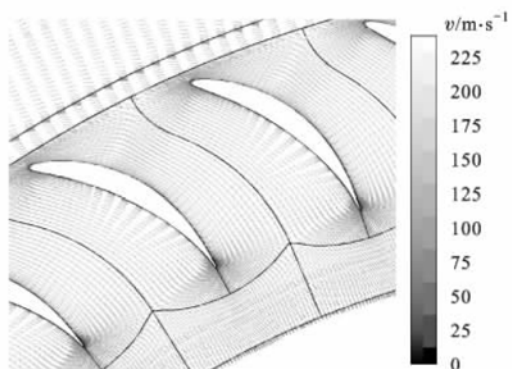


图3 导向叶栅的速度分布图

图5中 v_t 为周向速度; v_m 为轴向速度。由图5可知,经初步设计后,在2股气混合后的出口截面处,气流角沿周向分布已经均匀,但沿径向差异较大,出口流场很不均匀,这是由于受到了回流器叶片分离的影响,并且由于蜗壳进气的气流方向与叶轮的旋转方向不一致,气流角出现了两端高、中间低的情况。因此,需要重新设计回流器叶片,并将蜗壳进气方向与叶轮旋转方向变为一致。

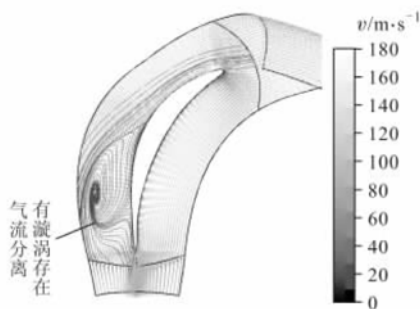
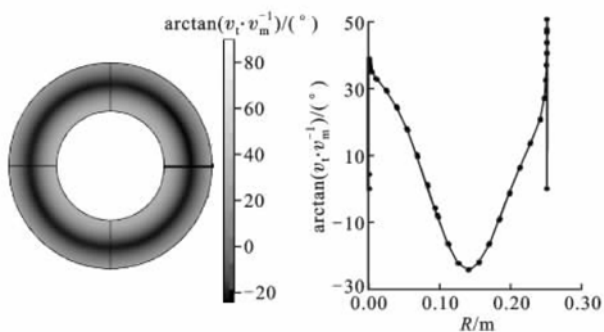


图4 初步设计后回流器叶片的速度分布图



v_t 为周向速度; v_m 为轴向速度

图5 初步设计后混合段出口截面气流角的大小及沿沿径向的分布

由图6可知,经初步设计后,混合段出口截面的

速度沿周向分布已经均匀,但沿径向分布不均,内径处速度偏低,需进一步优化设计。根据整级加气模型的计算结果可知,新型蜗壳加气结构的初步设计存在如下问题:① 回流器叶片采用香蕉翼型,在速度面有大范围分离和回流,叶片出口角偏小;② 混合段出口截面处气流角沿径向变化范围较大,存在预旋;③ 混合段出口处气流沿周向已经分布均匀,但沿径向速度差异较大,有待进一步改进。

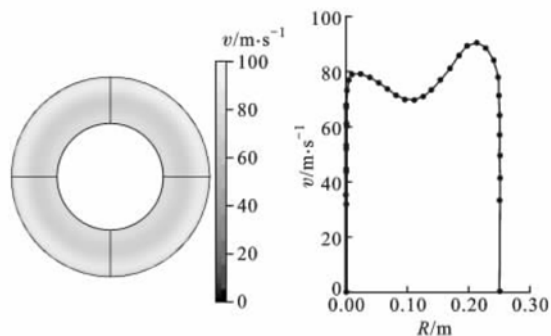


图6 初步设计后混合段出口截面的速度大小及沿径向的分布

针对上述内部流场存在的问题,采用如下方法来进行结构改进及优化设计:① 采用修改叶型,增加叶片数目、叶片长度,修改叶片尾缘(加直段)等方法消除回流器叶片的分离与回流;② 针对气流角沿径向变化范围较大的问题,采用修改回流器叶片和子午流道型线的方法加以解决;③ 混合段出口截面气流沿径向差异较大,内径处速度较低,采用修改弯道处型线的方法加以解决。依照上述方法,本文对级间加气结构进行了多种方案的改进,以下的结构优化是在多种改进方案的基础上择优选取的。

4 结构优化

4.1 方案1

修改回流器叶型,增加叶片数目及叶片长度。

回流器叶片采用3段弧中线的等截面直叶片,叶片数由原来的18增加到24。增加叶片长度,叶片进、出口半径分别为1197和684.25 mm,叶片尾部型线采用直线,叶片出口角改为 96° 。从图7可以看出,新设计的等长回流器叶片与初步设计的香蕉翼型回流器叶片相比,叶片通道内气体流动较为光顺,没有漩涡存在,叶片尾缘处仅有小范围分离。由于改变了蜗壳进气方向,2股气混合后的气流角分布有所改变(见图8)。

4.2 方案2

修改回流器子午通道截面,修改叶片为不等截面叶片,增加导向叶栅的叶片数。

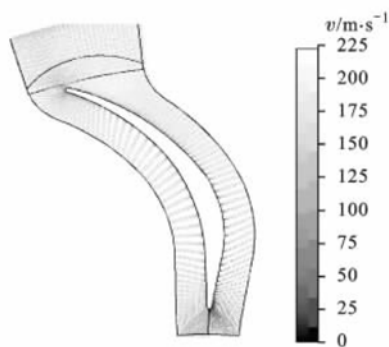
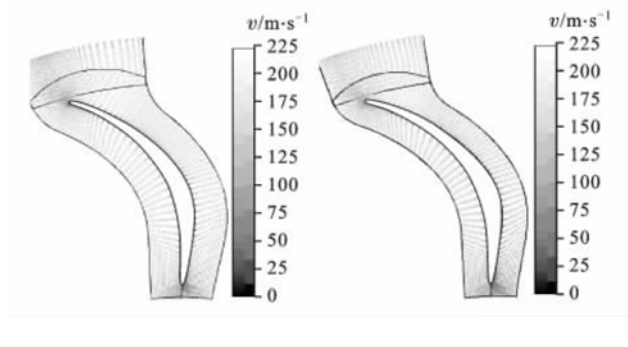


图7 采用方案1后回流器叶片上的速度分布



(a)方案1 (b)方案2

图10 结构优化后回流器叶片的速度分布

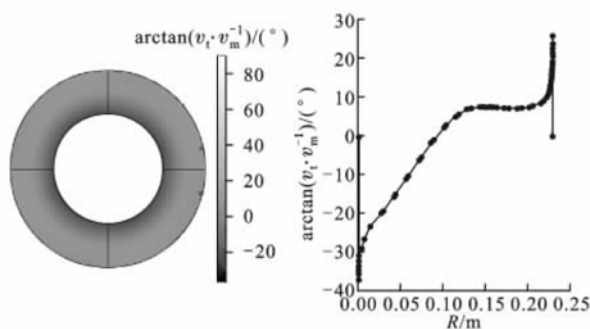
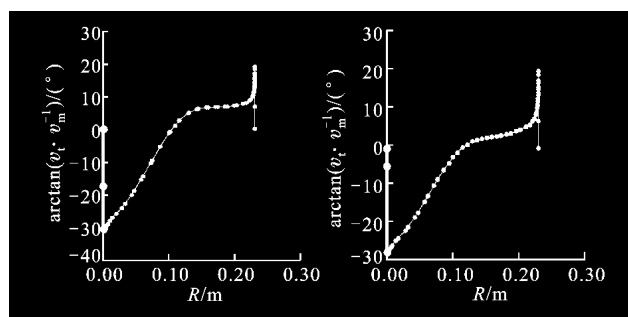


图8 采用方案1后混合段出口气流角的大小及沿径向的分布



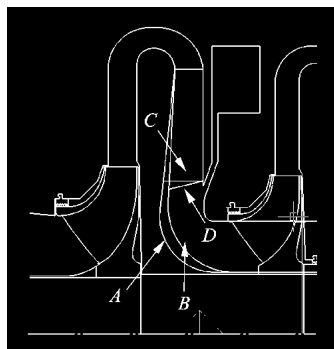
(a)方案2 (b)方案3

图11 结构优化后混合段出口气流角沿径向的分布比较

4.4 方案4

修改回流器叶片为扭叶片。

为进一步优化加气混合流场特性,修改回流器叶片进口角,选取回流器子午通道3个截面(分别为靠近轮盖侧面、中间截面和靠近轮毂侧面),通过数值实验方式得到其进口角分别为 27° 、 30° 、 32° ,分别对每个截面进行造型,再将其径向叠加,完成回流器叶片造型,其余部分结构与方案3的结构优化相同,计算结果见图12、图13。



A~D型线

图9 采用方案2后回流器结构器叶片数目改为24.同时,将导向叶栅叶片数增加为50.由计算结果可知,进一步采用方案2优化结构后,回流器叶片内流场已经消除了分离与漩涡(见图10).如图11所示,混合段出口气流角的范围有明显减小,出口流场特性进一步改善。

4.3 方案3

增加回流器叶片数。

在方案2的基础上,将回流器的叶片数增加至30进行计算分析.如图11所示,混合段出口的气流角范围进一步减小。

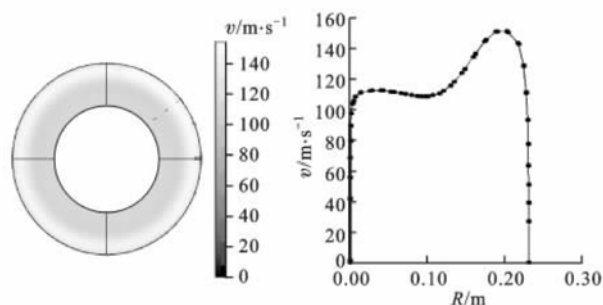


图12 采用方案4后混合段出口截面速度的大小及沿径向的分布

由方案4结构优化的计算结果可知,在混合段出口处,沿径向主流区速度大小基本保持一致,在外径处气流速度较高,仍有改进空间。

与初步设计的结构相比,结构优化方案4的混

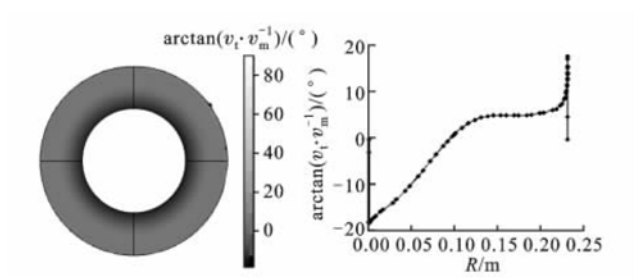


图13 采用方案4后混合段出口截面气流角的大小及沿径向的分布

合段出口气流角沿径向差异大大缩小,在混合流场出口处最终得到了沿轴向和径向都较为均匀的混合流场,与原始结构相比,可以提高压缩机的整级性能,应用于工程实际。

5 结 论

(1)本文对某离心压缩机中间级加气结构流场进行数值模拟,利用3段弧中线的回流器叶片代替香蕉翼型回流器叶片,消除了回流器内部的气流分离与漩涡,降低了气体流动损失,保证了加气混合流场的均匀性。

(2)回流器子午通道型线的修改对改善流场内部流动、减小分离损失、减小出口流场气流角沿径向变化范围有较明显效果。

(3)数值实验表明,采用保证回流器叶片进口角和出口角的准确性措施可较大程度上改善流场特性。

参考文献:

- [1] 陈运永,刘波,靳军,等. 高速径向进气离心压气机流场特性分析[J]. 汽轮机技术,2002,48(1):46-47.
CHEN Yunyong, LU Bo, JIN Jun, et al. Investigation of a high-speed centrifugal compressor [J]. Turbine Technology, 2002,48(1):46-47.
- [2] 冀春俊,李佳娜,赵衡. 离心压缩机级间加气结构对振动影响的研究[J]. 振动、测试与诊断,2007,27(增刊):75-78.
JI Chunjun, LI Jiana, ZHAO Heng. Effect on vibration of the complementary gas flow between centrifugal compressor stages [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2007,27(S):46-47.
- [3] 黄钟岳. 透平式压缩机[M]. 北京:化学工业出版社,2004.
- [4] 徐忠. 离心式压缩机原理[M]. 北京:机械工业出版社,1990.
- [5] JOHN D, ANDERSON J R. Computational fluid dynamics [M]. 北京:清华大学出版社,2002.

(编辑 王焕雪)