

文章编号:1000-8055(2010)03-0557-08

某小型离心压气机气动设计

冀国锋, 殷明霞, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对无人机动力装置的需求,为某小推力的涡轮喷气发动机进行了单级离心压气机的气动设计.所用的压气机设计方法为:从一维的热力计算出发来进行流道结构设计,以二维通流计算为基础,通过调整各排叶片的环量分布,来获得所要求的气动性能,并通过叶片任意造型最终生成与通流计算结果较为一致的三维叶型,最后通过三维计算流体动力学(CFD)计算来分析气动设计的性能结果.最终设计出的离心压气机在设计点的各项性能参数均达到了设计要求,并且在各个转速下压气机的特性线比较平缓,压气机有较为宽广的稳定工作范围.

关 键 词: 通流设计; 任意造型; 离心叶轮; 分流叶片; 气动设计

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Aerodynamic design of a small centrifugal compressor

J I Guo-feng, YIN Ming-xia, GUI Xing-min

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An aerodynamic design of a small centrifugal compressor for some pilotless aircraft was presented in this paper. One-dimensional thermal calculation was conducted to configure the flow path. And based on two-dimensional through flow design, the required aerodynamic performance was obtained by adjusting the distribution of velocity circulation of the blade rows. Then three-dimensional blade airfoils can be got by arbitrary camber lines blading. At last, three-dimensional CFD (computational fluid dynamics) calculation was used to analyze the result of the aerodynamic design. All performance parameters of the centrifugal compressor meet the design requirement at design point. And the performance curves at all speeds are really flat. Therefor the work stability of the compressor have a fairly broad scope.

Key words: through flow design; arbitrary camber lines blading; centrifugal impeller; splitter blade; aerodynamic design

经过半个多世纪的发展,中小型航空发动机的性能已经有了巨大的改善,它不仅可以作为民用直升机、教练机、轻型攻击机、民用轻型运输机、民用支线客机、通用飞机、无人机和巡航导弹的动力,而且由它派生发展的燃气轮机还广泛应用于地面发电、船用动力、移动电站、天然气和石油管

线泵站等领域.近年来,中小型航空发动机的产量已经占世界航空发动机市场的80%以上,产值超过了一半.因此,中小型航空发动机是航空发动机领域的一个重要组成部分^[1].

离心压气机由于其结构简单、尺寸小、单级压比高,越来越多的被中小型航空发动机所采用.高

收稿日期:2009-03-03; 修订日期:2009-06-28

基金项目:国家自然科学基金(50136010,50676004,50736007)

作者简介:冀国锋(1980-),男,河北承德人,博士生,主要从事叶轮机械气动设计方面的研究.

性能压气机是涡轮发动机的关键部件,如何提高压气机压比、稳定裕度,得到结构相对简单同时拥有高效率的压气机,将对涡轮发动机的性能产生重要影响^[2-3].

本课题组对叶轮机械内部的流动机理进行了多年的研究工作^[4-6],在压气机的气动设计方面积累了许多成功的经验,如基于低雷诺数条件的风扇/增压级气动设计^[7]、高速微型离心压气机的改型设计^[8]等,并逐渐形成了一整套较为成熟的设计体系.本文针对无人机动力装置的需求,应用该设计体系为某小推力的小型涡轮喷气发动机设计了单级离心压气机.

1 设计方法

本文所用的压气机气动设计体系基于 S_{2m} 子午面流线曲率法通流计算,配以任意空间曲面上三维叶型的任意造型,并进行三维流场数值分析以及强度、振动的校核和喘振裕度的验算.设计流程如图1所示.

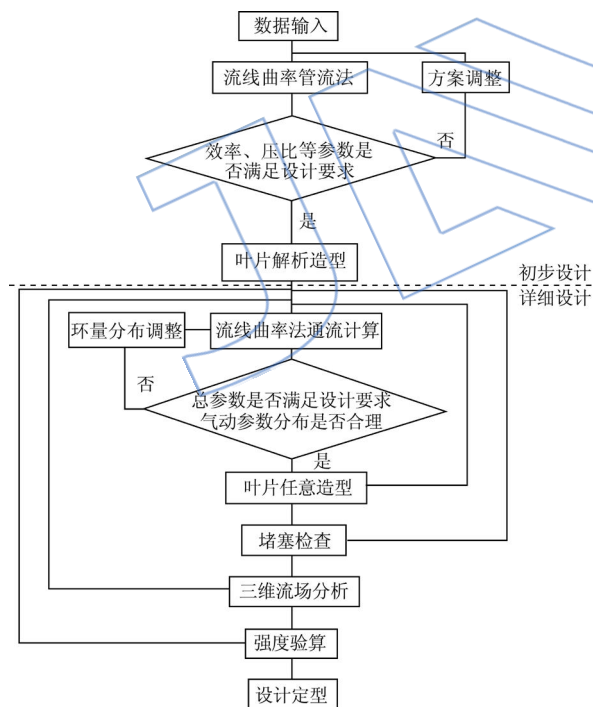


图1 叶轮机械设计流程简图

Fig. 1 Flow of turbo-machinery design

初步设计往往以某一工程需要为背景,以此确定满足发动机设计要求的压气机级数、级压比和级效率的分配,确定单位迎风流量和质量流量.同时,根据实际要求或第一级叶尖切线速度的要求给定转子转速,该速度取为与涡轮受力要求相

一致的最大值.这便构成了流线曲率法气动设计所需要的原始气动参数和设计要求.初步设计的另一些输入参数主要包括环面的初步形状、扭转规律、环壁堵塞系数和 D 因子-损失参数关系曲线或转子效率、静子总压恢复系数等经验数据.

由于初步设计中采用的是流线曲率管流法,初步叶片造型必须采用解析造型方法.叶型生成中所需要的攻角、落后角和诸如中弧线函数形式、前后小圆半径、最大厚度及其相对位置等几何参数均以传统经验给定.

详细设计主要包括流线曲率法通流计算、三维叶片任意造型、三维流场数值分析,以及强度、振动的校核和喘振裕度的验算,并反复调试以生成满足设计要求的最终结果.

下面就介绍应用该设计方法进行某小型离心压气气动设计的详细过程和设计结果.

2 设计参数选择及通流设计结果

2.1 设计参数选择

流道形状的设计对叶轮机的气动性能具有十分重要的作用.根据总体性能对压缩系统的要求,本设计选择单级离心压气机.根据总体结构的要求,在离心叶轮前的进气锥上布置了3个支板.根据材料特征、结构优化需求及涡轮匹配,最终确定了叶轮的转速.由于受到压气机出口直径的限制,在优化反力度后得到离心叶轮的出口直径.根据整体结构确定了离心叶轮的进口内径,同时通过优化进口最小的叶尖相对速度,得到离心叶轮进口外径.在经过上百轮优化设计分析,并进行叶片强度优化后,最终确定了具有大流量系数特征的离心叶轮流道结构形式,如图2所示.其中,“ST”表示压气机进口支板,“IM”表示离心叶轮,“DR”表示径向扩压器,“DA”表示轴向扩压器.为了增

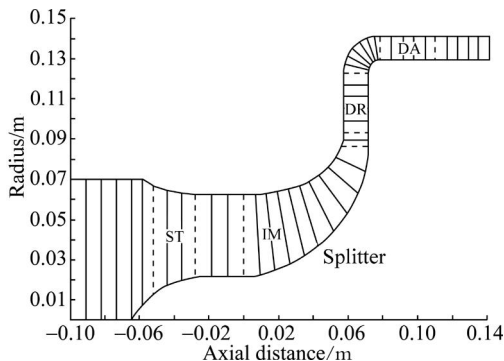


图2 离心压气机级方案设计流道图

Fig. 2 Flow path of the centrifugal compressor stage

大叶轮尾缘稠度,改善流动情况,在叶轮流道的后部布置了分流叶片(图中用“splitter”表示)。

各排叶片的“扭向规律”在设计中需要经过不断的调整环量的分布来获得,最终的目标是使各主要参数指标满足一些经验的设计准则。这些设计准则主要包括:转子叶尖 D 因子、静子叶根 D 因子、静子叶根进口马赫数、转子叶根出口相对气流角、转子叶尖子午速度比,以及转、静子静压分布特征等。经典的扭向规律有等环量扭向规律、等反力度扭向规律和中间扭向规律三种;不同的扭向规律,对以上这些设计准则有不同的设计要求^[9]。由于环量分布直接影响气流角的分布进而影响叶片造型结果,因此,设计时一定要保证给定的环量分布曲线足够光滑,同时考虑到设计结果中静压的分布特征。在具有三维数值计算作为分析手段时,更应该通过三维的等 Ma 分布和表面静压分布分析来考察通流设计的合理性。经过上百轮的设计调试,最终确定了各排叶片内部环量沿流向和沿展向的分布规律。图 3 为离心叶轮转子根中尖的流向环量分布。

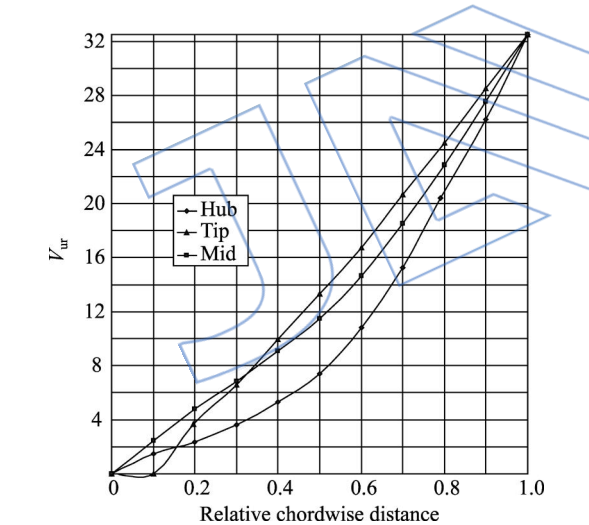


图 3 离心叶轮根中尖流向环量分布
Fig. 3 Chordwise distribution of the centrifugal impeller

2.2 通流设计性能结果

通流设计过程中,对设计点作了放大处理,根据三维数值分析的结果不断的调整设计流量、离心叶轮堵塞系数和压比。表 1 列出了通流设计性能结果(表 1 及后面文中所提到的无量纲参数均为相对于设计点所作的无量纲化处理)。

离心叶轮进出口相对 Ma 的展向分布如图 4 所示。叶轮尖部相对 Ma 较高与进口单位环面迎风流量和切线速度直接相关。可以通过减小叶轮

表 1 离心压气机通流设计总性能结果
Table 1 Performance parameters of through flow design

通流设计参数	数值
无量纲流量	1. 009 302
无量纲总压比	1. 071 429
无量纲总绝热效率	1. 011 299

外径的方法来降低叶尖相对 Ma ,但是这样做会导致迎风流量增加。过高的叶轮转子叶尖进口相对 Ma 将导致转子尖部的激波较强,激波损失和激波-边界层干扰损失都会较高,进而形成性能特性线上流量裕度较小的特点。此时,若将设计点状态的激波设计为单波的结构形式,那么效率会达到或接近峰值效率,但失速裕度会较小。因此,在本设计中,采用双波的设计,设计点效率偏低峰值效率,以尽可能提高离心叶轮转子的裕度。叶轮近根部的设计要兼顾轮毂坡角、气动弯角等参数对叶轮本身的影响。坡角过大,一方面会有利于根部的效率提高,一方面会使气流加速过快,产生过高的 Ma 。气动弯角过大也会使径向扩压器进口绝对 Ma 上升。

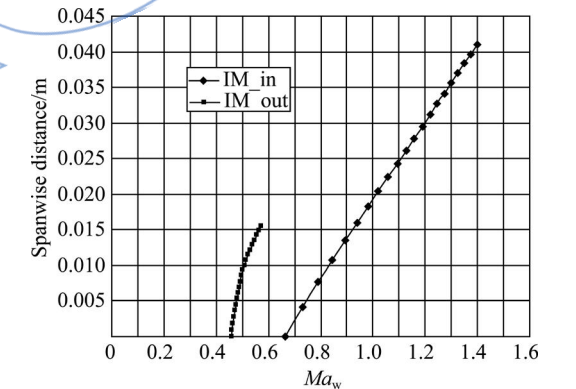


图 4 离心叶轮进出口相对 Ma_w 展向分布
Fig. 4 Relative Mach number distribution from hub to tip of centrifugal impeller inlet and outlet

在本设计中,叶尖采用较大的收缩,以降低离心叶轮转子进口相对 Ma 。从图 4 可以看出,根部相对 Ma 也不算太高,尖部的相对马赫数也降到了 1. 411,三维数值模拟的结果比较理想。

通流设计计算得到的各叶片排出口 D 因子展向分布如图 5 所示。从图中可以看出,离心叶轮出口的 D 因子沿展向均小于 0. 6,说明离心叶轮有较好的扩压能力。径向扩压器出口和轴向扩压器出口的 D 因子沿展向较为均匀的分布在 0. 7 左

右,略微偏高,因设计过程中时间的限制,这一部分设计改进未能实施。

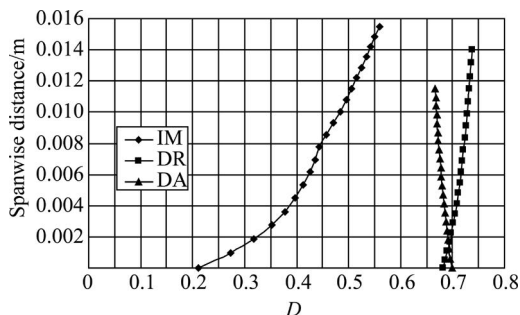


图5 各排叶片 D 因子展向分布

Fig. 5 D factor distribution from hub to tip of all blade rows

3 叶片造型参数选择及造型结果

本文所用的叶片任意造型方法,参考了 Frost, Hearsy, Wennerstrom 用于轴流叶片的任意造型方法^[10-11],该方法在三维叶片成型的过程中忽略了沿流线方向上的半径变化,故其只适用于轴流叶片的造型。本文采用随流坐标系统,以任意空间曲面的控制方程为基础,将 Wennerstrom 的用于轴流压气机叶片的任意造型方法扩展为通用于轴流、斜流和离心压气机叶片的任意中弧造型方法^[12]。

任意中弧造型建立在通流计算的基础上,在叶片排内部设置若干计算站和若干条流线,根据流线曲率法气动计算得到气流角,结合经验的攻角、内部脱轨角和落后角(对于离心叶轮转子,还应计入滑移系数的影响)来确定叶型的中弧线,再配以厚度分布生成基元叶型,最后按照给定的积叠规律将各基元流面叶型沿展向积叠,得到三维叶片坐标。

该方法的优点在于通过气流折转反映气动载荷的分布,同时可以通过预压缩角控制激波的位置和强度。因此,任意造型还适合于对叶型进行优化处理。这种优化除了文献[13]中所述的关于静压分布优化,以使尾缘附近满足 Kutta 条件之外,还包括对激波强度和位置的优化。优化的过程包括通过流线曲率法气动设计计算得到一定的气流角进行任意造型,并通过计算流体动力学(CFD)数值解检验设计效果。

采用任意中弧造型,需要给定叶型的一些造型参数,如攻角、落后角、前后小圆半径、最大厚度、最大厚度相对位置、积叠方式等。本设计中,离

心叶轮采用尾缘积叠,径向扩压器和轴向扩压器均采用重心积叠。经过多次调试后,设计得到的三维叶片见图6~图9。

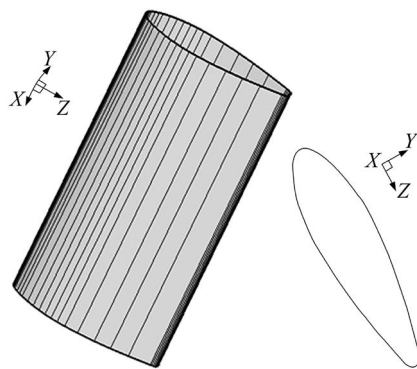


图6 支板叶片

Fig. 6 Blade of strut

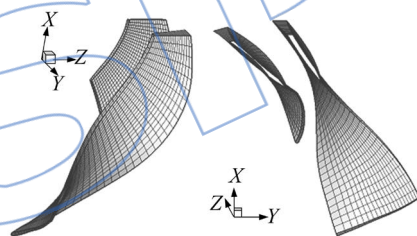


图7 带分流叶片的离心叶轮叶片(钝尾缘)

Fig. 7 Centrifugal impeller with splitter blade

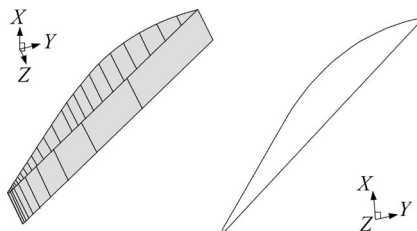


图8 径向扩压器叶片

Fig. 8 Blade of radial diffuser

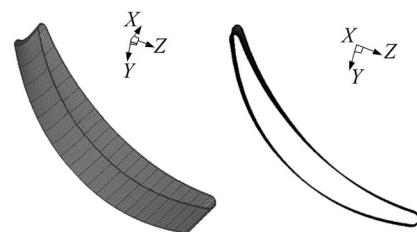


图9 轴向扩压器叶片

Fig. 9 Blade of axial diffuser

4 三维数值计算结果分析

针对小尺寸、低雷诺数效应对压气机气动性能的影响这一新课题,相关试验数据库和试验设备、手段缺乏,单纯的实验研究很难顺利开展.因此,利用三维数值模拟技术对高空、低速条件下的流场结构和特点进行模拟和分析就更有实际意义.但数值模拟的结果受到网格结构、网格质量、方程模型和边界条件处理等多种因素的影响,其计算精度有待实验的验证.因此,只有将数值计算与实验研究有机地结合起来,才能更好的研究流体运动的规律.

随着计算流体力学和计算机仿真技术的不断发展和成熟,数值模拟技术已经被越来越多的工程设计人员所认识并接受.当前,压气机数值模拟已经可以达到理论模型先进、数值方法精度高、收敛速度快、对非设计点工况的计算能力强、能够较准确进行多级流动模拟的水平.

本文使用商业软件NUMECA 对所设计的离心压气机做了CFD 流场计算.计算网格如图 10 所示,网格数总计 1021854.

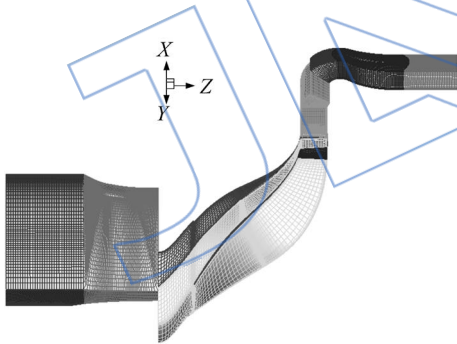


图 10 离心压气机的三维计算网格

Fig. 10 Computational mesh of the centrifugal compressor

根据设计需求,对地面标准大气条件 100 %, 95 %,90 %,80 %,70 %,60 %转速,以及 8 km 高空 $Ma=0.6$ 飞行条件 100 %,95 %,90 %,80 %,70 %折合转速进行了三维计算,以下部分是对计算的性能结果进行的分析.

4.1 离心压气机级性能特性

图 11 和图 12 分别给出了地面及 8 km 高空的离心压气机的特性线. CFD 计算的设计点性能参数与设计要求的比较见表 2. 可以看出,该设计结果基本满足设计要求.

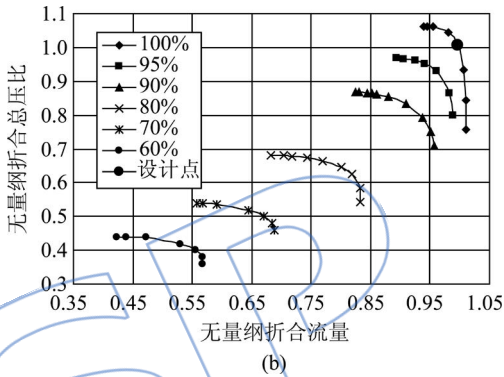
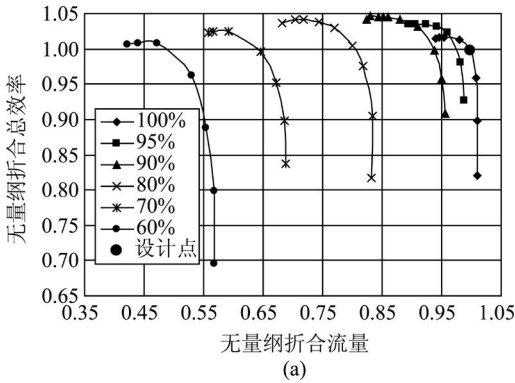


图 11 地面 $Ma=0$ 压气机特性线

Fig. 11 Performance curve of 0 km and $Ma=0$

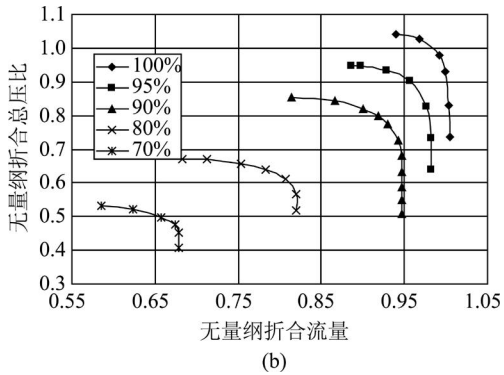
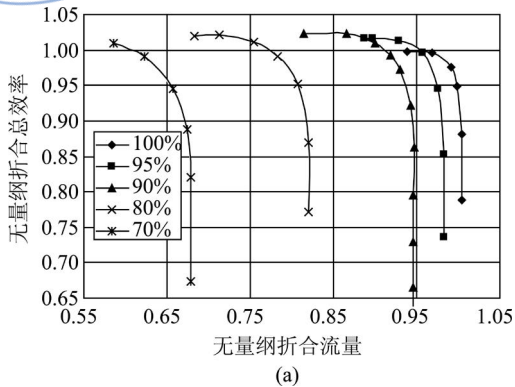


图 12 8 km 高空 $Ma=0.6$ 压气机特性线

Fig. 12 Performance curve of 8 km and $Ma=0.6$

Table 2 Comparison of CFD results and requirements

近设计点径向扩压器的根中尖等 Ma 分布见图 16。从图中可以看出,除了叶尖吸力面的分离外,径向扩压器沿展向各个截面的流动较为均匀,流动状况较好,扩压能力也比较好的,设计结果较为理想。

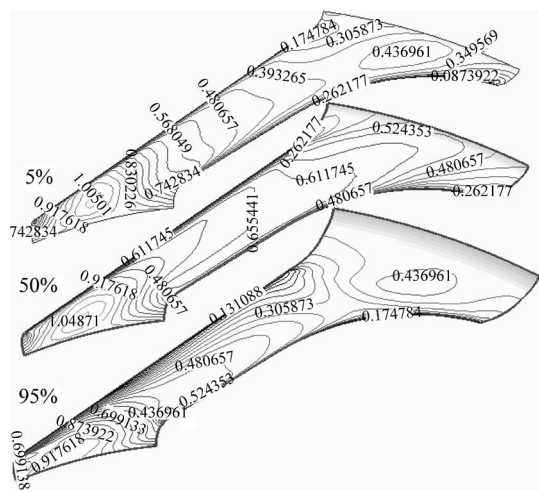
图 16 径向扩压器 S_1 流面绝对马赫数分布

Fig. 16 Absolute Mach number distribution of radial diffuser on blade to blade surfaces

4.5 轴向扩压器性能及流场特性

近设计点轴向扩压器的根中尖等 Ma 分布见图 17。从图中可以看出, 轴向扩压器沿展向局部有分离区存在, 还有较大的改善余地。但由于设计时间所限, 本次设计在达到总体设计要求的情况下, 没有做进一步的改进工作。

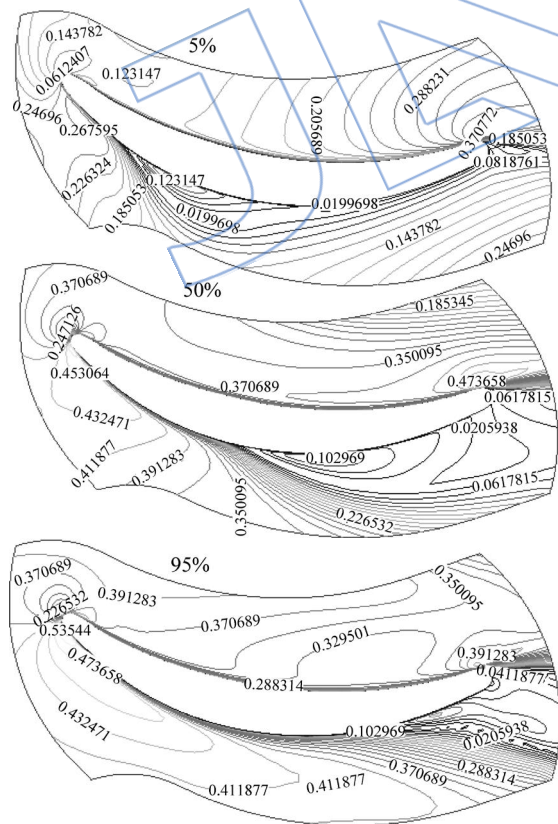
图 17 轴向扩压器 S_1 流面绝对马赫数分布

Fig. 17 Absolute Mach number distribution of axial diffuser on blade to blade surfaces

5 结 论

从三维数值模拟的结果可以看出:

1) 本文所设计的离心压气机性能基本达到了设计指标的要求;但径向扩压器和轴向扩压器部分区间存在分离流动. 在下一步的工作中,可以继续对径向扩压器和轴向扩压器进行优化设计,以进一步提高压气机的气动性能.

2) 该小型离心压气机的成功设计也证明了, 本文所用压气机设计体系非常适合于小型离心压气机的气动设计和优化, 具有很好的工程应用价值。

参考文献：

- [1] 胡晓煜. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2006.
- [2] Shook P,Oakes W,Fagan J. The design of a high speed research centrifugal compressor[R]. AIAA 94-2798,1994.
- [3] 杜建一,祁志国,赵晓路,等. 高比转速离心压气机模型级叶轮内部的三维流场分析与改进[R]. 上海:工程热物理学会2003年学术会议,2003.
- [4] 桂幸民,王同庆. 跨音压气机转子叶尖流场试验与分析[J]. 工程热物理学报,1998,19(5):553-558.
GUI Xingmin,WANG Tongqing. Experimental investigation and analyse on tip flow in a transonic compressor rotor[J]. Journal of Engineering Thermophysics,1998,19(5):553-558. (in Chinese)
- [5] 桂幸民,聂超群. 跨音压气机转子叶尖间隙复杂流动观测[J]. 工程热物理学报,2000,21(5):570-572.
GUI Xingmin,NIE Chaoqun. Tip clearance flow in a transonic compressor rotor[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2000,21(5):570-572. (in Chinese)
- [6] 刘建,顾明皓,桂幸民. 某轴流压气机叶尖间隙效应实验研究[J]. 工程热物理学报,2003,24(3):399-402.
LIU Jian, GU Minghao, GUI Xingmin. Tip clearance effects in a low speed axial compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2003,24(3):399-402. (in Chinese)
- [7] 桂幸民,李晓娟. 基于低雷诺数条件的风扇/增压级气动设计[J]. 燃气涡轮试验与研究,2007,20(3):18-22.
GUI Xingmin,LI Xiaojuan. Aerodynamic design of fan/compressor operated at low Reynolds number[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2007,20(3):18-22. (in Chinese)
- [8] 殷明霞,桂幸民. 高速微型离心压气机的改型设计[J]. 燃气涡轮试验与研究,2007,20(3):57-60.
YIN Mingxia,GUI Xingmin. Redesign of a high speed micro-centrifugal compressor [J]. Gas Turbine Experiment and Research,2007,20(3):57-60. (in Chinese)
- [9] 桂幸民. 轴流风扇/压气机可控激波跨音级模型设计研究[D]. 北京:北京航空航天大学,1993.

- GUI Xingmin. The research on the model of controllable shock wave used in the design of transonic axial fan/compressor stage[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1993. (in Chinese)
- [10] Frost G R, Hearsey R M, Wennerstrom A J. A computer program for the specification of axial compressor airfoils [R]. Aerospace Research Laboratories, Wright-Patterson AFB, Ohio: ARL 72-0171, AD 756879, 1972.
- [11] Crouse J E, Janetzke D C, Schwirian R E. A computer program for composing compressor blading from simulated circular-arc elements on conical surfaces[R]. Cleveland, Ohio: Lewis Research Center, NASA TN D-5437, 1969.
- [12] 冀国锋, 桂幸民. 轴流/离心压气机叶片通用任意中弧造型设计方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 150-156.
- JI Guofeng, GUI Xingmin. A blading design method for axial/centrifugal compressor airfoils using arbitrary camber lines[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 150-156. (in Chinese)
- [13] Frost G R, Wennerstrom A J. The design of axial compressor airfoils using arbitrary camber lines [R]. Aerospace Research Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio: ARL 73-0107, AD 765165, July 1973.