

# 带分流叶片向心涡轮内部流场分析

白效慧, 刘波, 陈云永

(西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 陕西 西安 710072)

**摘要:**为了详细研究某型向心涡轮的流动特性和内部流场结构,采用准三维与全三维数值模拟方法对其内部流场进行研究,分别得到多个转速下的特性曲线与主要参数分布,对两种数值模拟方法得到的特性线进行对比,并对设计点的全三维数值模拟得到的流场进行分析。计算结果表明,准三维与全三维数值模拟计算得到的特性线基本相同,计算特性线时可以采用准三维方法,减少计算时间。通过对全三维数值模拟的流场特征的分析,初步了解了向心涡轮内部的流动规律,在设计点叶片前缘和尾缘附近有不同程度的气流损失存在,为进一步改进该向心涡轮设计有一定的参考价值。

**关键词:**向心涡轮;数值模拟;流场分析

**中图分类号:** V211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2008)06-0022-06

向心涡轮适用于航空航天动力系统和其他需要紧凑动力源的系统中。由于向心涡轮具有结构简单以及在小流量下仍可获得较高效率等优点,因此,它不但在柴油机的废气涡轮增压器上和小功率燃气轮机装置上获得广泛的应用,并且大量地被用来作为制冷及低温技术装置上的膨胀机。在能源综合利用方面,向心涡轮作为回收能量的设备也得到了应用。此外,径向涡轮目前已经成功用作某些中、小型船舶的主机。在喷气式飞机、导弹及超低温工程等场合,也应用到径向涡轮。

长期以来,深入揭示向心涡轮转子内部流场结构及产生损失的机理一直是叶轮机械气动热力学研究的重要课题之一。随着计算流体力学的发展,人们有了一种更有力的工具来对向心涡轮转子内部的流动进行更加细致的研究,以揭示实验研究无法得到的细节。目前,数值模拟软件众多,温泉<sup>[1-2]</sup>等采用 NAPA 软件对微小型向心涡轮内流场进行模拟,冯涛<sup>[3]</sup>、刘红政<sup>[4]</sup>、刘波<sup>[5]</sup>等采用 NUMECA 软件对涡轮叶栅内部流场进行数值模拟,国外学者<sup>[6-11]</sup>也是采用各种模拟方法和试验研究来获得叶栅内部的详细流场结构,研究影响涡轮效率的因素,以及边界层、二次流的发展规律。本文采用两种数值模拟方法对某小型涡轮进行数值模拟,对比两种数值模拟方法的优缺点,并对其内流场进行结构分析。

## 1 研究对象及计算条件

本文以带分流叶片的向心涡轮为研究对象,该向心涡轮无导向器,来流为径向进气。流动工质为气体氩,设计质量流量是 0.277 kg/s,进口总温为 1 083 K,进口总压为 89 425 Pa,大叶片和分流叶片数目各为 11,进口半径 0.076 m,设计转速为 38 500 r/min。

准三维计算方法求解叶轮机械内部相对定常的三维流动问题,是将三维流动问题分解为  $S_2$  面和  $S_1$  面的二维流动问题来解决,其中一类流面的求解经常需要由另一类流面得出的数据,因此需要在这两类流面之间迭代求解。叶轮机械内流动具有三维特点,使用准三维方法对这些流动现象不能进行准确的模拟,要想获

\* 收稿日期:2008-06-05

基金项目:国防科技重点实验室基金资助项目(9140C4204010606)

作者简介:白效慧(1984-),女,山西运城人,硕士生,主要从事叶轮机械内流场计算等研究;

E-mail:baixiaohui@mail.nwpu.edu.cn

刘波(1960-),男,陕西乾县人,教授,博士生导师,主要从事叶轮机械气动热力学、流体机械及工程研究。

得这些流动现象就必须使用全三维计算方法。本文应用三维计算方法对该向心涡轮内部流场进行数值模拟,对其细微结构进行了分析;并应用准三维计算程序进行了特性计算,与全三维数值模拟的计算结果进行了对比分析。

准三维计算用 FORTRAN 语言来实现,沿计算站分别进行  $S_2$  面和  $S_1$  面的流场计算; $S_2$  面计算得到子午面的参数分布, $S_1$  面计算可以得到任意叶高处的参数分布。计算中共设置 15 个计算站, $S_2$  面设置 21 条流线, $S_1$  面设置 22 条流线。15 个计算站的分布:叶片通道前有 1 站,通道内有 11 站,通道后有 3 站。

运用全三维数值模拟手段,研究内流场详细结构。数值计算采用 NUMECA 软件包,应用有限体积法求解圆柱坐标系下三维定常 Navier - Stokes 方程组,湍流模型采用适用于带有层流流动的固壁湍流流动的  $S - A$  (Spalart - Allmaras) 一方方程模型,空间离散采用二阶中心差分格式,时间项采用四阶 Runge - Kutta 法迭代求解,CFL 数取 3.0,采用多重网格方法加速收敛。计算网格采用 Auto - Grid 模块自动生成,计算节点数目约为 35 万。

## 2 计算结果分析

全三维数值计算中采用与准三维相同的进出口边界条件,计算了多个转速下的特性线。图 1 和图 2 是计算得到的设计转速 ( $n = 1.0$ ) 和非设计转速 ( $n = 1.05, 0.9, 0.8, 0.7, 0.6, 0.5$ ) 下的流量效率特性曲线和流量压比特性曲线,图中图标为实心且有连线的是全三维的计算结果,图标为空心且没有连线的是准三维计算结果, $R$  为设计转速。从图中可以看出,全三维计算在设计点得到的效率为 0.937,落压比为 1.54。准三维计算在设计点的效率为 0.930,落压比为 1.61。在设计转速和 1.05、0.9、0.8、0.7 倍设计转速时全三维与准三维计算得到的效率比较接近,且效率较高,均在 0.89 以上。0.6 倍设计转速与 0.5 倍设计转速时,准三维数值模拟得到的效率比全三维数值模拟得到的效率高,说明没有考虑附面层影响的准三维方法在低转速时对效率计算的影响较大。准三维计算得到的压比特性线与全三维计算得到的压比特性线走向一致,准三维计算得到的落压比较高。随转速增高落压比差别增大,0.5 倍设计转速时的落压比差别较小,1.05 倍设计转速时的落压比差别略大。

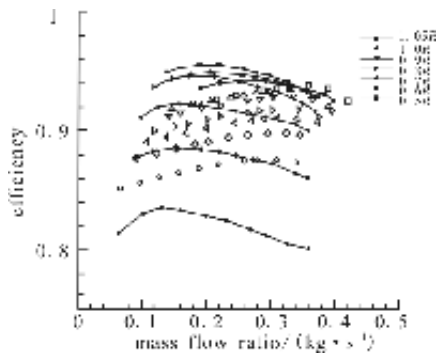


图1 三维流量效率特性曲线

Fig. 1 Performance curve about efficiency and mass flow

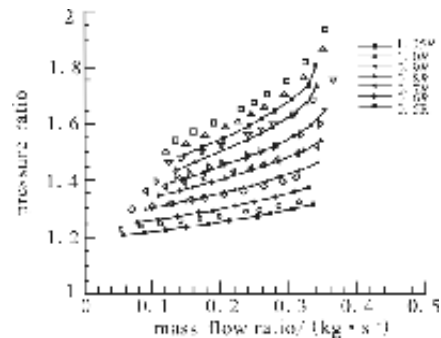


图2 三维流量压比特性曲线

Fig. 2 Performance curve about pressure ratio and mass flow

具体到流场细微结构时,全三维数值模拟能给出更精确的结果。下面仅对全三维计算得到的设计点内部流场进行分析。

图 3 和图 4 为 10% 叶高处相对速度矢量图和相对马赫数分布图。从叶片前缘相对速度矢量图可以看出,叶片均为钝头处理,来流在大叶片前缘靠近压力面的地方分为两支,一支流向压力面一侧,一支流向吸力面一侧,并由于钝头的原因在吸力面一侧形成较弱的分离,然后在相对弦长 5% 处附着在叶片表面上。大叶片压力面一侧的相对速度低于吸力面一侧的相对速度。分流叶片前缘靠近大叶片吸力面的一侧出现分离现象,在相对弦长 8% 处很快又附着于叶片表面。分流叶片与大叶片尾缘都有分离。从相对马赫数分布图可以看出大叶片吸力面一侧靠近叶片前缘有一个相对马赫数较高的区域,分流叶片对应的位置也有一个相对马赫数较高的区域。大叶片前缘压力面一侧存在高压低速区,有附面层存在。分流叶片与大叶片的尾缘也

是钝头处理,分流叶片尾迹较大,大叶片尾迹相对较小。



图3 根部(10%叶高处)相对速度矢量图

Fig.3 Vectorgraph of relative velocity on the surface of 10% span

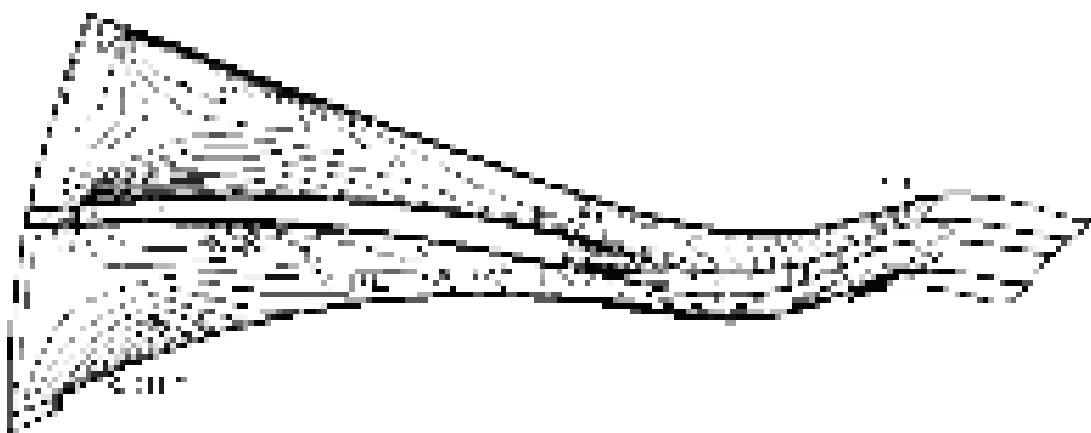


图4 根部(10%叶高处)相对马赫数分布图

Fig.4 Relative Mach number contour on the surface of 10% span

图5和图6为叶中(50%叶高处)的相对速度矢量图和相对马赫数分布图。通过叶片前缘相对速度矢量图可以看出,大叶片前缘吸力面一侧形成的弱分离变大,压力面一侧的附面层变厚,分流叶片前缘靠近大叶片吸力面一侧的弱分离加强。从相对马赫数分布图可以看出,50%叶高处比10%叶高处通道内相对马赫数整体增大,分流叶片尾迹影响变大,尾迹损失增加,大叶片的尾迹也变大。大叶片吸力面一侧的相对马赫数较高的区域沿流动方向往通道内移动,并且马赫数提高。分流叶片对应位置的相对马赫数较高的区域也向出口方向移动。

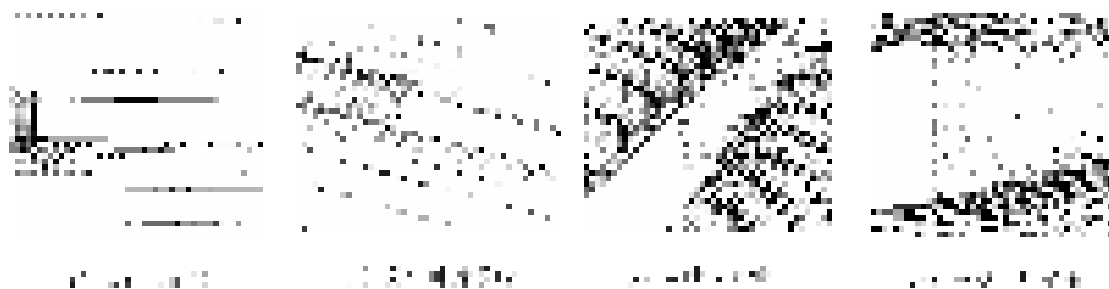


图5 中部(50%叶高处)相对速度矢量图

Fig.5 Vectorgraph of relative velocity on the surface of 50% span

图7和图8分别是50%叶高处大、小叶片近叶片表面相对马赫数沿相对弧长的分布,其中以方块标记的是吸力面马赫数分布,以星形标记的是压力面马赫数分布。大叶片吸力面在相对弦长3%处(对应图5大叶片吸力面前缘弱分离处)马赫数由进口的0.32降低到0.22然后又开始上升。在相对弦长40%处气流由径向流动向轴向流动转变,马赫数降至0.21。在尾缘相对弦长0.95处马赫数达0.41。大叶片压力面相对马赫数沿相对弦长基本呈增长趋势,仅在前缘相对弦长3%处和相对弦长55%处(对应分流叶片末端)略有波动。小叶片吸、压力面相对马赫数均呈现出增-减-增趋势,吸力面气流由径向流动向轴向流动转变时相

对马赫数降低,压力面相对马赫数在前缘弱分离处(相对弦长 8% 处)降低。

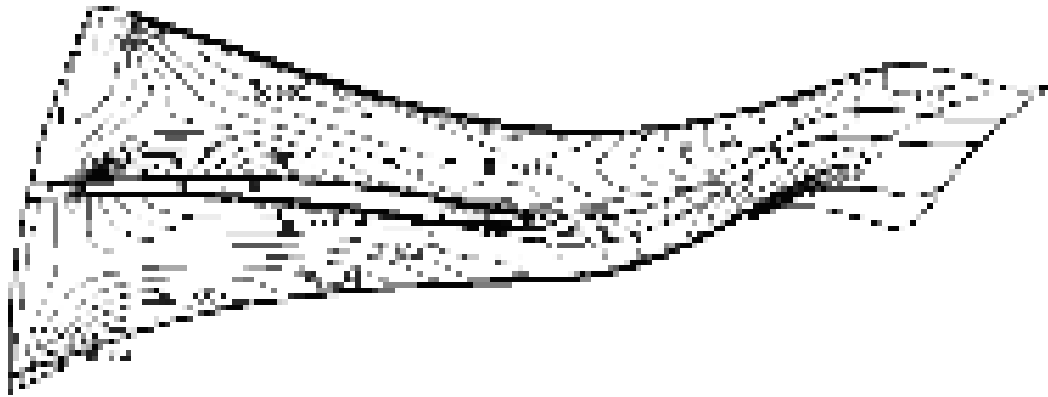


图6 中部(50%叶高处)相对马赫数分布图

Fig. 6 Relative Mach number contour on the surface of 50% span

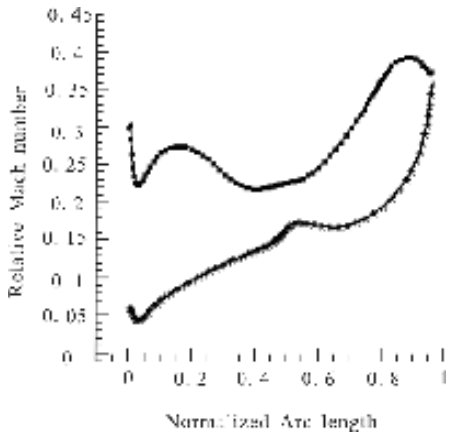


图7 大叶片近表面马赫数分布(50%叶高处)

Fig. 7 Distribution of relative Mach number on blade surface of 50% span

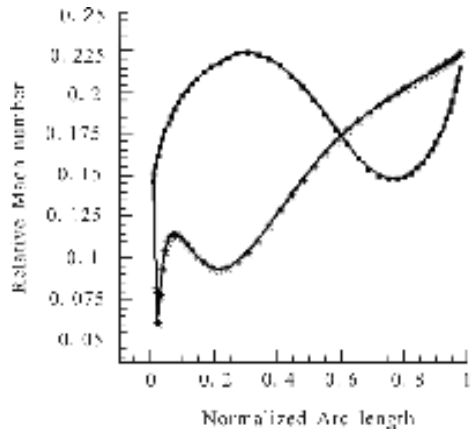


图8 小叶片近表面马赫数分布(50%叶高处)

Fig. 8 Distribution of relative Mach number on splitter blade surface of 50% span

图9和图10为叶尖(90%叶高处)相对速度矢量图和相对马赫数分布图。通过相对速度矢量图可以看出大叶片前缘吸力面一侧的弱分离在90%叶高处变大,大叶片前缘压力面一侧附面层发生分离,贴近壁面处出现回流区域。从相对马赫数分布图可以看出,90%叶高处通道内相对马赫数进一步增大,分流叶片尾迹发展变宽,并且尾迹对大叶片压力面一侧影响较大,大叶片的尾迹也变大。大叶片吸力面一侧的相对马赫数较高的区域范围变大,并且向出口方向移动,分流叶片对应位置的相对马赫数较高的区域也向后移动至分流叶片尾缘附近。



图9 尖部(90%叶高处)相对速度矢量图

Fig. 9 Vectorgraph of relative velocity on the surface of 90% span

图11为大叶片压力面的极限流线,在进口处沿叶片高度中间形成附着线且与前缘平行,在前缘叶尖处

有一部分气流直接绕过前缘流向吸力面。径向流动段靠近叶根有一条分离线,从图 15 的 3 个  $S_3$  截面流线图可以看出压力面叶根处涡的产生与减弱过程。从大叶片吸力面的极限流线(图 12)可以看出,进口沿叶片高度与前缘平行形成分离线,与  $S_1$  面分析时大叶片前缘吸力面一侧的涡对应,沿叶尖有一条附着线,表明叶尖处有通道涡存在,在图 15 的  $S_3$  面流线分布图上可以看出大叶片吸力面叶尖处有涡存在。从图 12 还可以看出,出口区域气流由于离心力的作用向叶尖方向流动。如果出口处受逆压梯度影响,可能会在吸力面轮毂处发生分离。



图 10 尖部(90%叶高处)相对马赫数分布图  
Fig. 10 Relative Mach number contour  
on the surface of 90% span



图 11 大叶片压力面极限流线  
Fig. 11 Limit-streamline on  
pressure side of blade



图 12 大叶片吸力面极限流线  
Fig. 12 Limit-streamline on  
suction side of blade

分流叶片表面极限流线(图 13、图 14)与大叶片表面的极限流线相比,流线图谱比较相似,分流叶片图谱比较简单。分流叶片压力面靠近叶根处有分离线存在。从图 15 的  $S_3$  面流线分布图(b)、(c)截面可以看出,分流叶片压力面叶根处涡的强弱与图 13 叶根处的分离线相对应。分流叶片吸力面靠近叶尖处有附着线存在,与图 15 的(a)、(b)截面分流叶片吸力面叶尖的涡对应。



图 13 分流叶片压力面极限流线  
Fig. 13 Limit-streamline on  
pressure side of splitter blade



图 14 分流叶片吸力面极限流线  
Fig. 14 Limit-streamline on suction  
side of splitter blade



图 15  $S_3$  面流线分布图  
Fig. 15 Streamline at  $S_3$ -section

### 3 结论

本文对某向心涡轮的设计和全三维数值模拟进行了性能计算,对准三维数值模拟和全三维数值模拟得到的特性线进行对比,并对全三维方法在设计点数值模拟结果进行了内部流场分析,为向心涡轮以后的改进提供依据。计算结果表明:

1)全三维数值模拟在设计点计算结果与设计值基本吻合,在设计转速和 1.05、0.9、0.8、0.7 倍设计转速时全三维与准三维计算得到的效率比较接近,且效率较高。0.6 倍设计转速与 0.5 倍设计转速时准三维数值模拟得到的效率比全三维数值模拟得到的效率高,说明没有考虑附面层的准三维方法在低转速时对效率计算的影响较大。准三维计算得到的压比流量特性线与全三维数值模拟得到的压比流量特性线走向一致,准三维计算得到的压比略高。

2)通过设计点的流场分析可以看出,大叶片前缘吸力面一侧出现分离,与大叶片吸力面极限流线上跟前缘平行存在的分离线相对应。分流叶片前缘靠近大叶片吸力面的一侧也有分离现象,并沿叶高方向发展,叶根处较弱,叶尖处增强。大叶片前缘压力面一侧附面层沿叶高发展,并在 90% 叶高处发生分离,贴近壁面处出现回流区域。钝头叶片导致的分离现象存在,可以对叶片前缘、尾缘进行圆弧处理以减小流动损

失。

#### 参考文献:

- [ 1 ] 温 泉,梁德望. 厘米级向心涡轮的三维流动特征分析[J]. 推进技术,2004,25(4):329-332.  
WEN Quan, LIANG Dewang. Flow Behavior Analysis in A Radial Inflow Turbine for Very Small Aero - engines [J]. Journal of Propulsion Technology,2004,25(4):329-332. (in Chinese)
- [ 2 ] 温 泉,梁德望. 微小型向心涡轮转子的流动特性分析[J]. 内燃机学报,2004,22(3):265-272.  
WEN Quan, LIANG Dewang. Flow Behavior Analysis in a Small Radial Inflow Turbine Rotor [J]. Transactions of CSICE, 2004,22(3):265-272. (in Chinese)
- [ 3 ] 冯 涛,周 颖,邹正平,等. 向心涡轮内部流动数值模拟分析[J]. 航空动力学报,2006,21(3):448-454.  
FENG Tao, ZHOU Ying, ZOU Zhengping, et al. Numerical Simulation of the Flow inside Radial Inflow Turbine[J]. Journal of Aerospace Power,2006,21(3):448-454. (in Chinese)
- [ 4 ] 刘红政,戴 韧,陈康民. 向心透平级内流动的数值研究[J]. 工程热物理学报,2004,25(5):752-756.  
LIU Hongzheng, DAI Ren, CHEN Kangmin. Numerical Investigation of the Fluid Flow inside Blade Rows of A Radial Inflow Turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2004,25(5):752-756. (in Chinese)
- [ 5 ] 刘 波,梅运焕,管继伟. 中等折转角涡轮直叶栅端壁流场结构和涡系效应的分析[J]. 汽轮机技术,2007,49(3):200-202.  
LIU Bo, MEI Yunhuan, Guan Jiwei. Investigation of Endwall Flow Structure and Vortex Effects in Linear Cascade with Moderate Turning Angle [J]. Turbine Technology,2007,49(3):200-202. (in Chinese)
- [ 6 ] Rizzetta Donald P, Visbal Miguel R. Numerical Simulation of Separation Control for a Transitional Highly - loaded Low - pressure Turbine[R]. AIAA -2004 -2204.
- [ 7 ] Hudson Susan T, Coleman Hugh W. Analytical and Experimental Assessment of Two Methods of Determining Turbine Efficiency [J]. Journal of Propulsion and Power,2000, 16(5):760-767.
- [ 8 ] Huntsman I, Hodson H P. Laminar Flow Rotor for A Radial Inflow Turbine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(6):1170-1178.
- [ 9 ] Xu C, Amano R S. Numerical Prediction on Loss and Secondary Flow Effects around a Gas Turbine Blade[R]. AIAA -2007 -4728.
- [ 10 ] Navtej Singh, Karman Ghia, Urmila Ghia. Simulation of Separated Flow inside a Low - Pressure Turbine Cascade[R]. AIAA -2005 -1273.
- [ 11 ] Sylvain Graveline, Sjolander S A. Measurements of Separated Flow Transition on a Moderately - loaded Turbine Airfoil[R]. AIAA -2005 -4766.

(编辑:姚树峰,徐敏)

## Investigation of a Radial - Flow Turbine with Splitter - blade

BAI Xiao - hui, LIU Bo, CHEN Yun - yong

(National Defence Key Laboratory of Airfoil and Cascade Aero - Dynamics, Northwestern Polytechnical University, Xi 'an 710072, China)

**Abstracts:** A three - dimensional flow field of a small radial - flow turbine has been investigated by two methods of numerical simulation in this paper. The characteristic curves and primary parameters of different rotation speeds have been obtained. Through comparison and analysis, the result shows that the characteristic curves calculated by the quasi - three - dimensional method and by the three - dimensional method are basically the same. The characteristic curve can be obtained by using the quasi - three - dimensional method which needs shorter time than by using the three - dimensional method. By analyzing the characteristics of the flow field of the three dimensional numerical simulation, the initiative knowledge of the flow rule inside the radial - flow turbine is obtained, which shows that the flow losses exist, in different degrees, nearby the leading edge and the trailing edge of the blade at the design point. The numerical simulation can be used in the improvement and redesign of the turbine.

**Key words:** radial flow turbine; numerical simulation; fluid analysis