

高负荷扩压串列转子的设计技术探讨

王 鹏¹, 王 强², 干 鹏¹, 邹正平¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室 北京 100191;

2. 中国航空动力机械研究所 湖南 株洲 412002)

摘 要: 对高负荷串列转子的设计技术进行了探讨, 通过速度三角形分析与可控扩散叶型的反问题设计技术相结合, 完成了二维高负荷串列转子的设计方案。数值计算表明: 所设计的串列转子有优越的气动性能, 效率能达到 91%, 并且在 50° 的气流弯折角和 1.68 的增压比情况下无分离流动, 保证了其做功能力达到了原始两级的做功能力。

关 键 词: 串列转子; 高负荷扩压级; 反问题设计; 可控扩散叶型

中图分类号: TK479 文献标识码: A

引 言

随着工业用高性能发动机的应用, 研究人员对串列叶栅的原理、计算和优化设计等都已经做了比较细致的工作。文献 [1] 中系统地针对相应文献和结论进行了综述分析。串列叶栅的研究最早来源于 Spraglin^[2], 他利用计算手段研究了串列叶栅的二维不可压理想流动。在设计方面, 文献 [3~6] 则研究了周向偏距和重叠度等参数对串列叶栅性能的影响以及串列叶栅的数值模拟方法等。文献 [7~9] 对超音、高亚音和跨音压气机的串列叶栅静子进行了研究。

文献 [10~12] 介绍了串列叶栅技术在动叶上的研究进展。文献 [12~14] 表明, 稳定裕度过于狭窄是限制串列转子应用的主要因素之一。近年来, 串列转子再次成为 GE 和 RR 等发动机公司的研究热点, 期望该技术能够应用于民用航空发动机压气机的中后级上以实现更高的负荷。该技术的研究对于我国大力研发的民用发动机来说同样具有重要的意义。

本研究以 E^3 高压压气机的后两级转子为研究对象探讨了高负荷串列转子的设计方法^[15], 实现以单级串列转子替代原始两级转子。采用可控扩散叶型的反问题设计方法等, 探讨了串列转子方案的设

计。同时借助于商用 CFD 软件, 对所设计的串列转子进行分析, 并与原始两级转子的性能进行比较。

1 串列转子的设计方法探讨

串列转子的设计目标是以 E^3 高压压气机的第八、九级压气机为参照对象^[16], 使其加功能力达到原始两级的水平, 并有较高的气动性能。选取的参数为原第 5 流面上的参数。

1.1 速度三角形选择

结合原始八、九两级的参数可以得到两级的速度三角形, 从而得到两级的轮缘功之和, 于是可以得到串列转子的加功量。在保证进口条件和切线速度不变的情况下, 由加功量可以得到扭速, 进而得到串列转子的速度三角形如图 1 所示。速度三角形确定后, 载荷系数、流量系数和形状因子等都能够确定。这里确定的速度三角形是用作参考的, 最终的轴向速度会有所变化, 得到的最终速度三角形由设计后的计算验证确定。

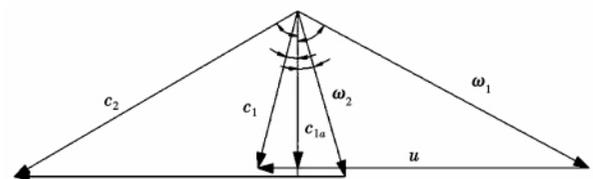


图 1 串列转子的速度三角形

综合原始单列叶型的参数和文献 [12] 推荐的串列叶栅参数, 最终确定的串列转子主要参数如表 1 所示。轴向长度为原始第八级转子轴向长度的 1.5 倍; 上下游叶型弦长比为 1:1; 栅距为第八级转子栅距的 0.75 倍, 保证上游叶型的稠度近似不变; 上下游叶型弯折角之比近似为 1:2, 考虑到整个叶栅的气流落后角, 叶栅的弯折角比设计气流角适当

收稿日期: 2010-05-26; 修订日期: 2010-07-12

基金项目: 航空基金资助项目(2007ZB50118)

作者简介: 王 鹏 (1986-) 男, 蒙古族, 内蒙古兴安盟人, 北京航空航天大学博士研究生。

增大,且分配到下游的弯折角上。

表 1 串列转子的几何参数

	数值
轴向长度/mm	16.82
轴向重叠度	0
周向偏距/%	80
栅距/mm	10.96
有效弦长/mm	18.75
有效稠度	1.71
上游叶栅弯折角/(°)	15
下游叶栅弯折角/(°)	35

1.2 可控扩散叶型反问题设计流程

在串列转子设计中,采用可控扩散叶型技术。叶型的构造是在中弧线上叠加合适的叶型厚度,叶型的进出口构造角由速度三角形和落后角确定。中弧线的线型选择了圆弧形,叶型的厚度分配上参考某原始叶型,并使用 MISES 软件对叶型的厚度分布进行了反问题设计,成为可控扩散叶型。反问题计算网格如图 2 所示,修改后的叶型和原始叶型的几何相比较,主要的变动为:修改后叶型的最大厚度基本没变,但最大厚度的相对位置前移;中弧线的前端曲率大,后端的曲率变化较小;叶型的尾缘厚度减小,如图 3 所示。

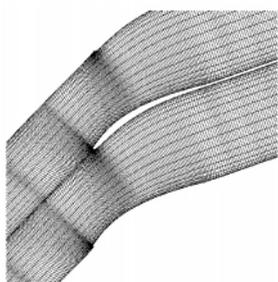


图 2 反问题计算网格

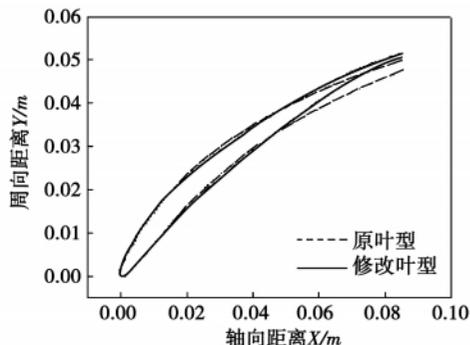


图 3 原叶型与修改叶型比较

修改前后总体参数的比较如表 2 所示。可以看到,修改后的静压升变化在 0.2% 内,出口的气流角度也有 1.5° 变化。最终修改后的叶型得到的损失系数比较小,有比较好的气动性能。

表 2 原叶型参数与修改叶型参数的比较

	静压升	损失系数/%
原始	1.137	2.248
修改后	1.135	2.029

由图 4 叶型表面等熵 Ma 数可知,原始叶型的压力侧和吸力侧的压力分布都很光滑,压力侧比较平坦,是比较典型的亚音叶型载荷分布。但是,叶型的后部在比较大的转角情况下,有一个较小的分离泡。修改后消除了分离。修改后的叶型最大 Ma 数比原始叶型大,且最大处 Ma 数更靠近前缘,压力侧的 Ma 数分布依然比较的平坦。较大的 Ma 数意味着主流区的速度比较大,可能会带来较大的摩擦损失。但是,这样的分布使得叶型前部有更大的载荷,使得后部的载荷小于原始叶型的载荷,即使得气流在后部的逆压梯度有所减少,有助于减缓原始叶型的吸力侧后部分离。

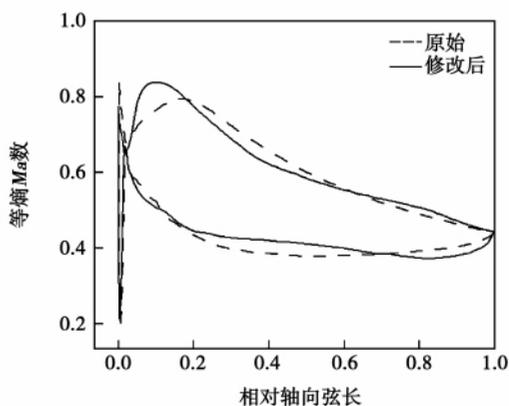


图 4 叶型表面等熵 Ma 数

对修改后的叶型进行了二维 CFD 计算验证,计算软件选用 CFX 软件。控制方程为三维定常雷诺平均 $N-S$ 方程,空间离散采用二阶格式。湍流模型采用 SST 模型。进口给定总温总压和气流角,出口给定静压。周向方向给定为平移周期条件。网格节点分布为:流向 \times 周向 \times 展向单元数为 $178 \times 73 \times 2$,总数为 18636。近壁面的平均 Y^+ 为 1.7,满足计算模型需求。计算得到的总体参数如表 3 所示。

表 3 CFX 和 MISES 的主要结果

	进口 <i>Ma</i> 数	进口 <i>Re</i> 数	总压恢 复系数	静压升	气流弯 折角/(°)
CFX	0.601	511 676	0.996 7	1.141	24.5
MISES	0.6	583 572	0.995 6	1.135	23.8

商用 CFD 软件得到的计算结果和 MISES 软件包计算结果吻合很好,得到的叶型表面的等熵 *Ma* 数基本完全重合,如图 5 所示。也验证了修改叶型的优良性能。

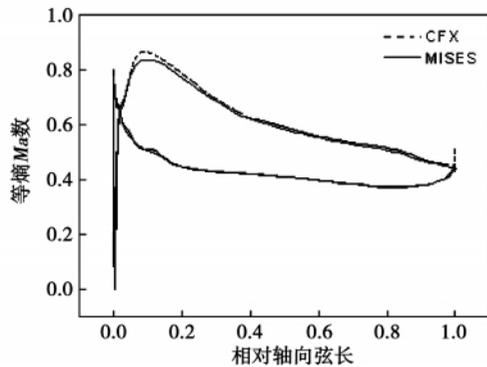


图 5 叶型表面的等熵 *Ma* 数

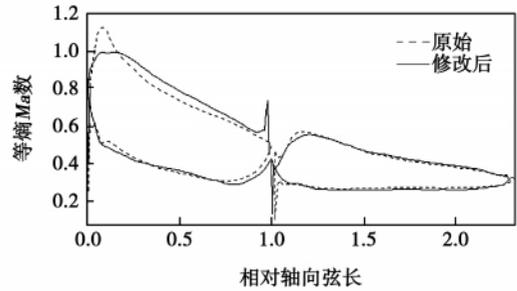


图 7 叶型表面等熵 *Ma* 数分布

对所设计的串列转子进行了 CFD 计算,计算的条件是实际要替代的八、九级的工作环境。网格如图 8 所示,网格节点分布为:流向 × 周向单元数为 240 × 70;单元总数为 23908。近壁面的平均 Y^+ 为 3.2,满足计算模型需求。



图 8 计算网格

2 串列转子方案的设计与数值验证

由前面设计的叶型和选择的相关参数可以得到初始的串列叶栅,在其基础上,使用 MISES 软件进行了修改。修改的目标是在保证总的气动性能参数条件下,得到较小的损失系数及良好的压力分布。修改前后的叶型以及叶型表面的等熵 *Ma* 数如图 6 和图 7 所示。对比可知,主要修改的是上游叶型,上游叶型的最大厚度后移,调整了吸力侧的激波问题,使得上游吸力侧的最大 *Ma* 数值下降,逆压梯度更为合理。

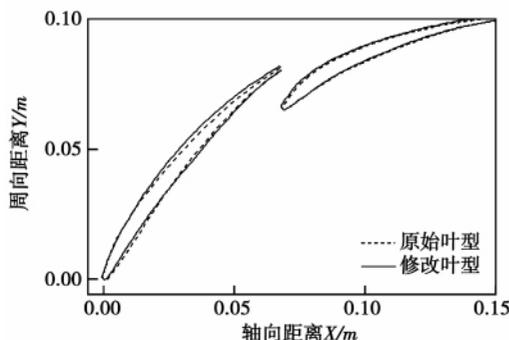


图 6 修改前后的叶型比较

计算得到的串列转子气动参数与原始的八、九级转子的比较如表 4 所示。

表 4 串列转子与原始转子比较

	增压比	损失 系数	等熵 效率	流量 系数	载荷 系数
串列	1.68	0.055	0.91	0.522	0.794
第八级转子	1.2834	0.0545	0.8754	0.494	0.357
第九级转子	1.2708	0.0573	0.8707	0.469	0.368
八、九级综合	1.6309	0.1102	—	—	0.725

表 4 中转子损失系数定义使用的总压为相对总压,由于在二维坐标系的计算中不用考虑离心力做功的问题,因此转子中可以采用这种定义。八、九级综合损失系数定义为:

$$\bar{\omega} = \frac{P_{8in}^* - P_{8out}^* + P_{9in}^* - P_{9out}^*}{P_{8in}^* - P_{8in}^*}$$

从总体参数上看来,设计的串列转子主要参数的结果都比原始八九级整体要好。总增压比较原八、九级转子高 3.1%,损失系数比原始的两级转子损失系数要小,量级为原始的一级转子损失量级,这

是产生较高效率的一个原因。较大的气流转角是串列叶栅的一个优良性能,通过上游叶栅压力面的气流,经过上下游间的缝隙流道加速,吹过下游叶栅的吸力面,使得吸力面的附面层很薄,能够保证在较大转角情况下,不发生分离。较大的转角也保证了较大的扭速,得到的载荷系数比原始两级整体的载荷系数还要大。图 9 中给出了所设计串列转子在设计转速下总压比随流量的变化曲线,其中实心点为设计工作点。从图中可以看出设计点距离失速点和堵点都有一定的流量范围。

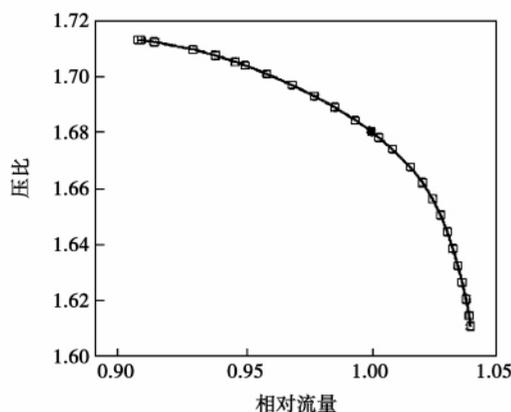


图 9 总压比随流量变化曲线

图 10 为相对 Ma 数云图。由图可知,上游叶型吸力侧表面是 Ma 数最大的区域。进口的 Ma 数为 0.76,修改后的叶型控制了最大 Ma 数在 0.92 左右,避免了激波的生成以及更复杂的流动如激波与边界层相互作用等,这对整体的气动性能也是有很大的好处。图上能明显看到,通道中上游的尾迹扫过的区域很大,而下游的尾迹很小,甚至没有。上游叶栅的尾迹首先在缝隙流道中高速气流的作用下宽度变小,继而又在下游叶栅的扩张通道中宽度变大。下游叶型的尾迹较小,主要是由于缝隙流动的存在,让下游叶栅的边界层重新生成,也减缓了下游叶型边界层的增长速率,使得其尾迹范围很小。从图上还能看到,叶栅主要的减速增压部位为上游叶栅,经过上游叶栅后, Ma 数的大小和出口 Ma 数大小相差不多。

图 11 为串列转子的等熵 Ma 数分布。由图可知,上下游叶型都是典型的前加载叶型,载荷饱满。上游叶型的吸力面最大值在 1.0 以下,从峰值到尾缘的减速扩压过程比较光滑,没有很大的增压梯度。压力侧不是很平滑,在约 85% 叶型弦长处有一个 Ma 数最小值,是上下游叶型形成的缝隙通道开始部位。主要的原因是,受下游叶栅前缘处的位势作

用影响,上游叶栅的压力侧后部有更大的逆压梯度,继而由于缝隙流动是收缩通道,使得气流减压加速,体现在压力侧 Ma 数有一个最小值,然后迅速的加速,直到尾缘。下游叶型 Ma 数分布合理,缝隙通道的气流加速使得吸力侧 Ma 数很快上升,然后继续在扩张通道中扩压减速,保证很缓的增压梯度,有利于控制边界层的生长。

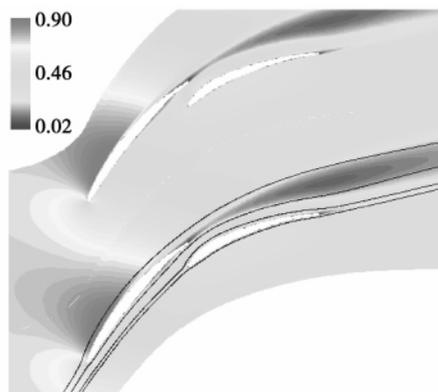


图 10 相对 Ma 数云图

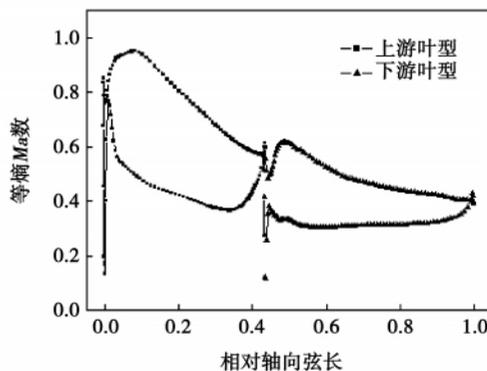


图 11 串列转子的等熵 Ma 数分布

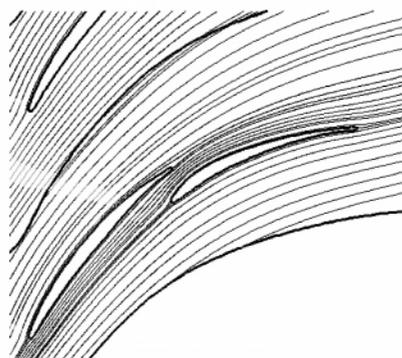


图 12 S1 流面的流线图

从图 12 中 S1 流面的流线可以看到,整体流动良好,没有分离。气流在缝隙收缩通道中加速,使得

下游吸力侧表面流动更为顺畅。攻角和落后角度基本上都为零,有比较好的设计点状态。

3 结 论

本研究以 E^3 高压压气机的第八、九级转子为研究对象,设计了性能良好、满足设计目标的串列转子。主要结论如下:

(1) 在完成速度三角形分析之后,采用反问题设计方法进行了串列叶片的可控扩散叶型设计。所设计可控扩散叶型具有良好的压力分布和气动性能,为串列叶栅的设计打下了良好的基础。

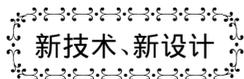
(2) 利用反问题设计方法结合可控扩散叶型的设计理念所设计的串列转子具有较为优越的气动性能,效率能达到 91%,明显高于原始两级的效率,加功量达到原始两级的加功量,可实现用单级串列转子替代原始两级的目标。

(3) 串列叶栅的上下游叶型间的缝隙流动使得下游的吸力面边界层重新生成,延缓了边界层的分离,而且缝隙的加速气流对于上游叶型的尾迹有一定的抑制作用。

参考文献:

- [1] 吴国钊. 串列叶栅理论[M]. 北京:国防工业出版社,1996.
- [2] SPRAGLIN W E. Flow through cascades in tandem[R]. NACA Technical Note,1951.
- [3] VANDEPUTTE T W. Effects of flow control on the aerodynamics of a tandem inlet guide vane[D]. Virginia Polytechnic Institute and State University 2000.
- [4] ROY B MALLIK M P. Feasibility study of tandem blades using mines code//Proceedings of the 7th National Conference on Air

- Breathing Engines and Aerospace Propulsion [C]. NCABE - 2004,2004.
- [5] CANON-FALLA G A. Numerical investigation of the flow in tandem compressor cascades[D]. Departamento de Ingenieria Macanica: Universidad Nacional de Colombia 2004.
- [6] NEZYM V U ,POLUPAN G P. A new statistical-based correlation for the compressor tandem cascade parameters effects on the loss coefficient[R]. ASME Paper GT2007 - 27245 2007.
- [7] DETTMERING W ,BECKER B. Steps in the development of a supersonic compressor stage [R]. AGARD CP 34 , Paper No. 13 ,1968.
- [8] SACHMANN J ,FOTTNER L. Highly loaded tandem compressor cascade with variable camber and stagger[R]. ASME paper 93 - GT - 235 ,1993.
- [9] WEBER A ,STEINERT W. Design ,optimization ,and analysis of a high-turning transonic tandem cascade[R]. ASME Paper 97 - GT - 412 ,1997.
- [10] JAMES L BETTER. Design and experiment result of a highly loaded , Low solidity tandem rotor[R]. NASA 3 - 11164 ,1971.
- [11] DONALD C URASEK ,DAVID C JANETZKE. Performance of tandem-bladed transonic compressor rotor with tip speed of 1375 feet per second[R]. NASA , March 1972.
- [12] JONATHAN MCGLUMPHY. Numerical investigation of subsonic axial-flow tandem airfoils for a core compressor rotor[R]. Virginia Polytechnic Institute and State University 2008.
- [13] BRENT J A ,CLEMMONS D R. Single-stage experimental evaluation of tandem-airfoil rotor and stator blading for compressors [R]. NASA CR - 134713 ,1974.
- [14] HASEGAWA H ,MATSUOKA A ,SUGA S. Development of highly loaded fan with tandem cascade [R]. AIAA paper 2003 - 1065 ,2003.
- [15] 干 鹏. 高负荷串列转子及吹吸气静子组合技术探索[D]. 北京:北京航空航天大学,2009.
- [16] 高效节能发动机文集编辑委员会,高效节能发动机文集(第三分册) [M]. 北京:航空工业出版社,1991.



美国电力公司建造更高效的二氧化碳压缩系统

美国电力公司已经承诺 2 百万美元支持二氧化碳先进压缩技术的商业开发。研发超音速激波压缩系统,减少压缩二氧化碳存储在地下深层多孔岩形成的成本和能量消耗。

与原有的压缩机技术相比,超音速激波压缩技术具有明显的优点:

系统可以达到很高的压缩效率,能够产生很高的单级压缩比,加工成本低,可以余热回收和利用。冷冻氨技术捕捉二氧化碳至少 90%。已经在西维吉尼亚建立了碳捕捉和存储验证系统,以便更好地理解和优化工艺过程并且保证碳捕捉和存储的经济性。

《柴油机和燃气轮机世界》2011 年 1 - 2 月刊

高负荷扩压串列转子的设计技术探讨 = **Exploratory Study of Design Technologies for High-load Pressure Diffusion Tandem Rotors** [刊 汉] WANG Peng , GAN Peng , ZOU Zheng-ping (National Level Key Laboratory on Aeroengine Aerodynamics and Thermodynamics , College of Energy Source and Power Engineering , Beijing University of Aeronautics and Astronautics , Beijing , China , Post Code: 100191) , WANG Qiang (China Aviation Power Machinery Research Institute , Zhuzhou , China , Post Code: 412002) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2011 26(4) . -388 ~ 392

The authors have conducted an exploratory study of design technologies for high load tandem rotors. By combining the speed triangle analysis with the controllable diffusion blade profile reverse problem design technology , a design version for a two-dimensional high load tandem rotor was completed. The numerical calculation results show that the tandem rotor such designed has a superior aerodynamic performance and its efficiency can reach 91% . Furthermore , under the condition that the gas flow deflection angle is 50 degrees and the booster pressure ratio is 1.68 , there exists no separation flow , guaranteeing that its work-doing capacity reaches that of the original two-stage rotor.

Key words: tandem rotor , high-load pressure diffusion stage , reverse problem design , controllable diffusion blade profile

准一维超音速气液两相流数值模拟 = **Numerical Simulation of a Quasi-one-dimensional Supersonic Gas-liquid Two-phase Flow** [刊 汉] RUI Shou-zhen , XING Yu-ming (College of Aeronautical Science and Engineering , Beijing University of Aeronautics and Astronautics , Beijing , China , Post Code: 100191) , LIANG Cai (CSIC Zhengzhou No.713 Research Institute ,Zhengzhou ,China ,Post Code: 450015) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2011 26(4) . -393 ~ 396

By using the Euler-Lagrange method , the authors conducted a quasi-one-dimensional numerical simulation study of the gas-liquid two-phase flow in the supersonic fuel gas during its spray evaporation inside a fuel gas-steam launching power plant. The method in question considered various influencing factors , including area change , mass addition , evaporation effect and variable physical properties etc. A numerical simulation calculation was performed at different water spray hole diameters , pressure differences and water-gas mass ratios. Furthermore , the liquid drop evaporation under various conditions and its influence on the gas phase flow field were analyzed , thus providing a quick and effective method for optimizing and designing a fuel-gas-steam launching power plant. **Key words:** quasi-one-dimension , spray , two-phase flow , evaporation

压缩空气蓄能系统热经济学分析 = **Thermo-economic Comparison of Compressed Air Energy Storage Systems** [刊 汉] LU Yuan-wei , LIU Guang-lin , MA Chong-fang , LU Peng-fei (Education Ministry Key Laboratory on