

文章编号: 1000-8055(2009)01-0127-05

超声速风扇叶型设计研究

周正贵, 汪光文

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了设计低流动损失超声风扇叶型, 研制出基于数值最优化超声叶型设计软件. 以叶型主要几何参数为叶型设计参数, 针对轴向进气第一级风扇转子采用给定轮缘功、损失最小为目标函数. 设计的优化叶型后面大部分呈平直因此气流转角小、减速增压完全通过激波实现. 沿弦向叶片厚度逐渐增加使叶栅通道呈收缩, 总体上使流过叶栅超声气流得到减速增压. 优化叶型所构成叶栅流场具有多道激波、流动损失低. 设计结果表明设计方法的可行性, 并可为超声风扇叶型设计提供新思路.

关 键 词: 风扇; 叶型; 叶栅; 激波; 数值优化

中图分类号: V211.1⁺5

文献标识码: A

Design research of supersonic fan blade profile

ZHOU Zheng-gui, WANG Guang-wen

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To design low-flow loss supersonic fan blades, a design software of the blades was developed based on numerical optimization method. The blade main geometrical parameters were selected as blade design parameters. For the first stage of fan of inlet flow in axial direction, the objective function was set as minimum flow loss at given specific work. The optimal blades thickness increase along blade chord direction, so the cascade passage is contractive; in general, it results in the decrease of speed and increase of pressure of the supersonic flow passing through the cascades. There are several shock waves in the flow fields of cascades constructed by the optimal blades, and the flow loss is quite low. The design results show the feasibility of this supersonic blade design method, and provide new ideas for supersonic fan blade design.

Key words: fan; blade; cascade; shock wave; numerical optimization

为了提高风扇级压比减少级数, 现代航空涡轮风扇发动机风扇设计大多采用转子进口相对速度沿径向部分或全部超声, 利用激波增压. 激波自身会产生熵增(流动损失); 同时激波与附面层干扰会造成附面层增厚甚至产生局部分离; 并且激波强度和位置对叶片形状很敏感. 因此超声或跨声转子叶片设计时, 需精心组织其通道内激波, 降低流动损失.

超声叶型通常叶片弯角小, 气流流过叶栅通道转角相应较小. 比较有代表性的有: 多圆弧叶型(如 L030-4 叶型); 楔形进口段、圆弧形出口段叶型(如 MTU-1, MTU-2, MTU-3 叶型); 预压缩叶型(如 ARL-2DPC 叶型). 这些叶型构成的叶栅通道在设计工况下通常产生两道激波, 即在叶栅进口处的斜激波和靠近出口处的正激波, 在正激波后气流流过扩张形流道进一步减速增压^[1]. 为了

收稿日期: 2007-12-11; 修订日期: 2008-03-18

作者简介: 周正贵(1962-), 男, 安徽无为, 教授, 博士, 主要从事叶轮机气体力学研究.

研究采用数值计算方法超声叶栅通道内流场计算精度, Kusters B 等^[2]对预压缩叶型构成的超声叶栅采用 N-S 方程计算模拟并与实测值比较, 表明采用计算方法可较准确模拟这种超声速流动. 肖敏等^[3]采用前缘椭圆和多段圆弧构成超声叶型, 通过控制扩散因子, 提高气流抗分离能力. 此外 Ninnemann T 等^[4]对超声风扇叶片表面开微小沟槽研究其减阻效果, 表明适当尺寸的沟槽可减小流动损失.

本文采用数值最优化方法对来流相对马赫数约为 1.5、压比约为 1.7 的转子叶型进行设计, 探索高气动性能超声叶型的设计方法.

1 设计方法

超声叶型设计采用课题组近年研制的叶型优化设计软件, 该软件包括数值最优化、流场计算、目标函数设计、叶型参数化模块. 数值最优化采用单纯形法^[5], 流场计算采用任意曲线坐标系下的 N-S 方程; N-S 方程采用有限体积法空间离散, 四步龙格-库塔法时间推进求定常解; 紊流粘性系数采用 Baldwin-Lomax 双层代数模型. 为了加快迭代过程收敛速度, 采用局部时间步长和残值光滑技术.

本文所研究的是风扇/压气机第一级转子, 进口绝对速度为轴向, 并且为亚声速. 在给定转子转速下, 所选叶高处的叶栅进口切向速度一定. 因此在叶栅流场计算时, 进口边界上给定切向速度, 根据黎曼不变量由内点值线性外插求进口边界速度, 进而求得进口轴向速度. 再根据给定的进口总压和总温, 并利用等熵关系求出其他气动热力参数. 出口边界上给定静压, 其他参数采用内点值线性外插求得. 本文研究中叶栅进口总压和总温为转子进口在叶栅所处径向位置的相对总压和总温.

目标函数 f 采用下式设定

$$f = c_1 \omega + c_2 \left(\frac{|L_u - L_{u0}|}{L_{u0}} \right) + c_3 \left(\frac{|a - a_0|}{a_0} \right) \quad (1)$$

式中 ω 为叶栅总压损失系数, 取叶栅出口 40% 轴向弦长处总压平均值计算. L_{u0} 为转子叶栅设计轮缘功, 在叶片扭向设计时给定; L_u 为优化过程所得的叶栅轮缘功

$$L_u = u(w_{1u} - w_{2u}) = u(u - w_{2u}) \quad (2)$$

u, w_{1u}, w_{2u} 分别为叶栅所处径向位置轮缘速度、叶栅进口和出口切向速度. a_0 为从强度角度考虑给定的叶型面积; a 为优化过程所得叶型面积. 本文研究中, 目标函数权重系数取值如下. $c_1 = 1.0$;

$c_2 = 0.2$. 当 $a \geq a_0$ 时, $c_3 = 0$; 当 $a < a_0$ 时, $c_3 = 0.05$. c_3 如此取值是考虑到叶型面积大于给定值不会带来强度问题. $c_1 > c_2 > c_3$ 是因为达到给定轮缘功比降低损失容易; 以及在气动设计时叶型面积是相对次要因素. 在二维叶型设计中, 目标函数中加入叶型面积只是对叶片强度的初步考虑, 比如对转子叶片应采用沿叶高方向叶型面积逐渐减小. 在将叶型沿径向叠加构成三维叶片后, 还要进行强度校核.

叶型厚度分布采用多圆弧构成; 叶型中弧线采用多圆弧与三次多项式组合. 采用叶型主要几何参数对叶型厚度和中弧线参数化, 这样形成的叶型参数有: 前后缘小圆半径、前后缘角、最大厚度及其所在位置、最大挠度及其所在位置, 即由上述 8 个叶型参数确定叶型^[6]. 在此还将叶片弦长作为设计参数. 因为在叶型设计时, 叶片数已确定. 叶栅所对应的径向位置给定, 则叶栅栅距确定. 因此通过改变弦长可改变叶栅稠度, 提高叶栅气动性能.

2 设计结果分析

超声叶栅取自跨声速风扇转子叶轮叶尖附近 S_1 流面. 该风扇转子转速为 17 000 r/min 总压比为 1.7. 叶栅进口相对总压: 194 392 Pa; 相对总温: 390.5 K; 轮缘功: 52.6 kW/kg.

2.1 设计点性能分析

在叶型优化过程中要生成各种形状叶型, 为了对其所构成的叶栅流场进行计算, 需要采用的网格生成方法适应性强, 确保每个叶栅能生成合理网格, 为此选用 H 型网格. 为了验证采用本文网格生成方法、流场计算方法对超声叶栅流场的计算精度, 图 1、图 2 和图 3 给出了采用本文方法和 Fluent 软件计算结果比较. 由图 1 和图 2 可看出二种计算方法叶栅通道内波系结构及马赫数数值吻合较好; 由叶片表面压力分布 (图 3) 可进一步看出: 吸力面激波位置和强度吻合相对较好, 但 Fluent 软件计算压力面激波稍强并且位置偏后. 此外, 表 1 中列出本文方法和 Fluent 计算的总压损失系数和气流转角也吻合较好. 由上比较, 总体上本文计算与 Fluent 软件计算吻合程度较好; 两个软件较吻合的计算结果相互验证了计算的可靠性.

由图 1 可看出优化所得超声叶型前缘小部分呈 S 形; 后面大部分平直; 叶型由前到后厚度逐渐增加. 根据图 1 绘制出叶栅通道内波系结构见图 4. 超声气流流进叶栅通道时, 由于在下面叶片吸

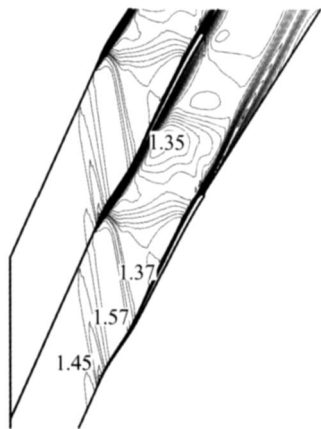


图 1 叶栅马赫数等值线图(本文方法计算)

Fig.1 Mach number contour of cascade
(Calculated by present method)

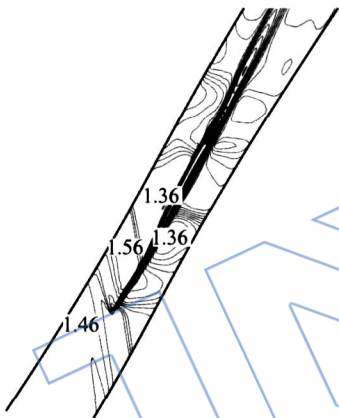


图 2 优化叶栅马赫数等值线图 (Fluent 计算)

Fig.2 Mach number contour of optimal cascade
(Calculated by Fluent software)

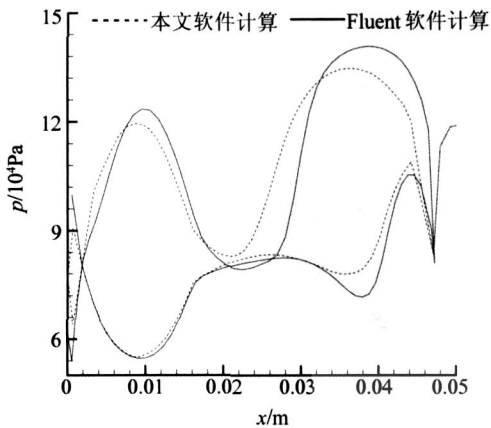


图 3 优化叶栅叶片表面压力分布

Fig.3 Pressure distribution on clade surfaces of
optimal cascade

力面靠前缘存在通道局部扩张产生膨胀波. 在 S 形弯曲与平直段过渡处流动方向偏转产生进口斜激波;该激波与上面叶片前缘相交产生反射激波. 气流在流出叶栅时,在叶栅出口高反压作用下,产生一道出口局部激波. 由于平直段叶型逐渐增厚使叶栅通道呈收缩,总体上使流过叶栅超声气流得到减速增压. 图 4 中靠近下叶片吸力面流线和靠近上叶片压力面流线表明了气流流过波系的方向变化.

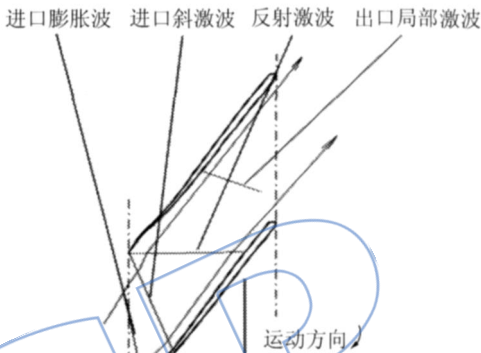


图 4 优化叶栅波系结构示意图

Fig.4 Wave structure of optimal cascade

流过叶栅的超声速气流通过三道激波实现减速增压,由于激波个数较多达到同样的增压比损失较小;在叶片前缘吸力面有一道膨胀波,虽然增大了进口斜激波强度,也增大叶片靠前缘处压力面与吸力面压差进而提高转子轮缘功. 该叶栅的性能参数见表 1. 由表 1,比较叶栅出口截面和距叶栅出口下游 40 %处的总压损失系数可得:虽然叶片尾缘较厚,但尾迹区掺混损失较小. 气流流过叶栅角度近于不变(表中进出口气流角为与轴夹角),压力增加完全来源于激波增压.

表 1 优化叶栅性能参数					
Table 1 Optimal cascade performance parameters					
计算 方法	出口截面 增压比	出口截面 总压损失 系数	距出口	进口气 流角/(°)	出口气 流角/(°)
			截面 40 % 总压损 失系数		
本文 方法	1.666	0.098 8	0.098 9	61.2	61.3
Fluent	1.660	0.100 0	0.100 5	60.7	60.9

图 5 为设计点初始叶栅通道内马赫数等值线图. 由图可看出在叶栅出口截面产生一道较强正

激波增强,损失增大(图 8(b)). ③在小转速大反压下损失最大.这是因为小转速大反压产生严重的流动分离(图 9).

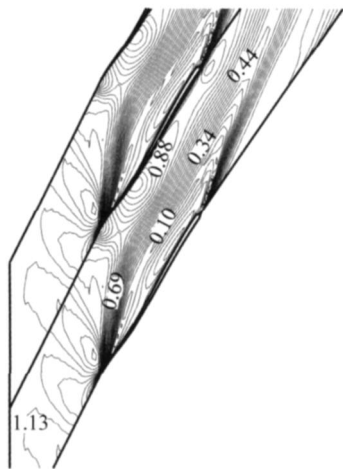


图 9 $n = 15\,000\text{ r/min}$, $p_2/p_{2d} = 1.2$
叶栅通道内马赫数等值线

Fig. 9 Contour of Mach number at 15 000 r/min shaft speed and 1.2 time back pressure

图 10 为优化叶栅出口与进口静压比等值线图.由图 10 可看出以下几点: ①在转速大于设计转速时,反压一定转速增加,压比近于不变.由于反压一定,压比不变意味着进口静压随转速变化不变. ②在转速小于设计转速时,反压一定转速增加,压比增加. ③在整个研究转速范围内,转速一定出口反压增加,压比增加.因为转速一定,叶栅进口流动一定,出口反压变化不影响超声叶栅进口流动,因此进口静压不变.所以出口反压增加压比增加.

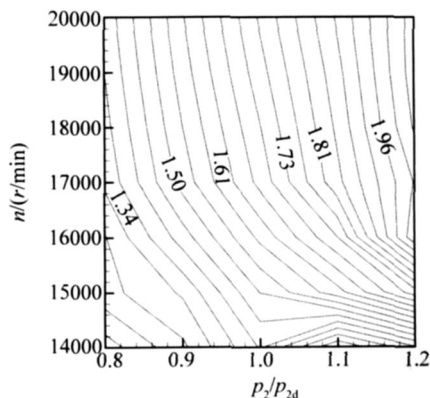


图 10 压比等值线分布

Fig.10 Contour of pressure ratio

3 结 论

1) 提出以叶型主要几何参数为叶型设计参数,给定轮缘功,损失最小为目标函数,应用数值最优化技术进行叶型设计的超声叶型设计新思路.

2) 应用所设计的优化软件,对相对来流马赫数约为 1.5、增压比约为 1.7 的叶栅叶型进行设计.得到的优化叶型构成的叶栅流场具有多道激波,流动损失低.设计结果表明该设计方法的可行性.

3) 所得优化叶型后面大部分呈平直因此气流转角小、减速增压完全通过激波.沿弦向叶片厚度逐渐增加使叶栅通道呈收缩,总体上使流过叶栅超声气流得到减速增压.

4) 在设计转速附近,优化叶栅出口反压对流动损失影响较小,即叶栅内流动可保持低流动损失.

参考文献:

- [1] König W-M, Hennecke D-K, Fottner L. Improved blade profile loss and deviation angle models for advanced transonic compressor bladeings Part II-A model for supersonic flow[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 11:81-87.
- [2] Kusters B, Schreiber A. Compressor cascade flow with strong shock wave/ boundary-layer interaction[J]. AIAA Journal, 1998, 36(11):2072-2078.
- [3] 肖敏, 刘波, 程荣辉. 轴流压气机超音叶片新设计技术研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 83-86.
XIAO Min, LIU Bo, CHENG Ronghui. An investigation on a new technique for designing supersonic bladeairfoil of axial flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 83-86. (in Chinese)
- [4] Ninnemann T, Ng Wing F. Loss reduction using riblets on a supersonic through-flow fan blade cascade[J]. Journal of Fluids Engineering, 126:642-648.
- [5] 周正贵, 胡骏. 高亚声速压气机叶片优化设计[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 58-61.
ZHOU Zhenggui, HU Jun. Optimization of high subsonic axial compressor blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1):58-61. (in Chinese)
- [6] 周正贵. 压气机叶片自动优化设计[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3):305-308.
ZHOU Zhenggui. Automatic design optimization of compressor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3):305-308. (in Chinese)