

斜沟槽型机匣处理的实验研究

西北工业大学 朱俊强* 赵毅 刘志伟

【摘要】 在一个亚音速的单级轴流压气机实验台上针对 5 种不同结构参数的斜沟槽型机匣处理进行了较为系统的实验研究。通过对总性能和基元性能,特别是叶片尖部流动的详细测量,证明了这种型式处理机匣可以提高效率,但在稳定裕度上略有损失,并解释了其影响转子性能的机理。

主题词: 压气机 机匣 处理 效率
分类号: V235.113

1 前 言

机匣处理往往在扩大稳定裕度的同时,效率有所牺牲。文献[1]首次提到了斜沟槽型处理机匣,并进行了 4 个系列的实验研究,发现了可使效率提高的某些尺寸组合,但失速裕度有少许下降。文献[2]首次介绍了涡轮中采用机匣处理的实例。整个结构型式及关键几何尺寸均用专利予以保护。本文的工作重点首先是进行验证性的实验研究,以获得这方面的第一手资料,其次是进一步探讨斜沟槽型机匣处理改进压气机性能的机理。

2 处理机匣的结构特征、斜沟槽处理机匣的性能比较

斜沟槽型机匣处理型式如图 1 所示。设计参数覆盖了国内几个型号的范围,并适当有所扩大。具体取值为: (1) 沟槽斜度: 指处理型面与轴向的夹角。实验斜度为 2.5° 、 5° 和 8° 。(2) 沟槽前缘间隙: 指叶片前缘点与沟槽机匣前壁之间的轴向距离。选择数值为 1 mm 和 2 mm。(3) 转子叶尖伸入深度: 指转子伸入斜沟槽机匣中被其覆盖的沿径向方向的尺寸,依次为 5.59%, 3.40%, 1.14% 和 -0.02%。(4) 转子叶尖相对间隙: 为了和相同径向间隙的实壁机匣作比较,间隙值为 0.5 ± 0.05 mm。与叶片高度的相对值为 1.2%。

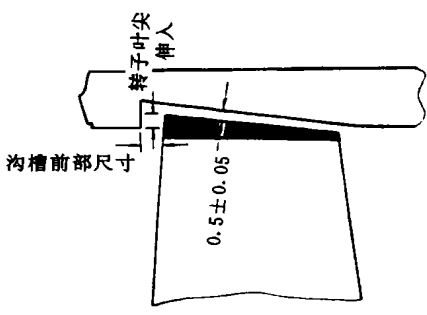


图 1 斜沟槽机匣处理的结构及主要参数

为了便于比较各类处理机匣的效果,综合裕度改进量、压比裕度改进量、流量裕度改进量、峰值裕度改进量及边界点效率改进量的定义同文献[3]。

表 1 列出了各种处理机匣的设计尺寸及实验结果。图 2 给出了 T1 至 T5 与标准机匣的性能比较。

1997 年 1 月收稿, 1997 年 5 月收到修改稿。

* * 男 33 岁 博士 教授 西安市西北工业大学 159 信箱 710072

表 1 5 种处理机匣的设计尺寸及实验结果

机匣 代号	沟槽前部 尺寸(mm)	沟槽斜 度(°)	转子叶尖 伸入(%)	综合裕度 改进(%)	压比裕度 改进(%)	流量裕度 改进(%)	边界点效率 改进(%)	峰值效率 改进(%)
T1	1	8.0	5.59	- 4.81	- 0.57	- 4.26	- 13.65	- 1.74
T2	1	5.0	3.40	- 12.53	- 0.16	- 12.39	0.71	- 1.04
T3	1	2.5	1.14	- 8.42	- 0.12	- 8.31	3.23	2.27
T4	2	2.5	1.14	- 8.20	- 0.14	- 8.07	2.59	1.63
T5	2	2.5	- 0.02	- 4.53	- 0.01	- 4.46	0.46	- 0.47

由表 1 可以看出,各种斜沟槽处理结构的裕度比标准机匣都有所下降。根据文献[3]的分析,认为影响稳定裕度的主要因素是叶排损失随气流角的变化率。由各类机匣处理后孤立转子的损失特性可以看出,斜沟槽机匣处理确实改变了叶排损失特性的变化率,使得不同流量下的阻尼因子发生了变化,造成失速边界点提前了。

从图 2 可以看出($\triangle$ —Standard, $\bigcirc$ —T1, $\square$ —T2, ∇ —T3, $\bigcirc$ —T4, $\times$ —T5, 下同), T1 的压比线和效率线在设计点左右比标准机匣就下降了许多,这是由于 T1 较大的转子叶尖伸入形成很大的突台,引起气流流动的分离而造成损失,降低了压比和效率。除 T1 之外的其它各种型式,其特性线与标准机匣的变化规律大体一致。效率明显改善的有 T3 和 T4 两种结构。由此可见,转子叶尖伸入是影响压气机效率的关键几何参数。

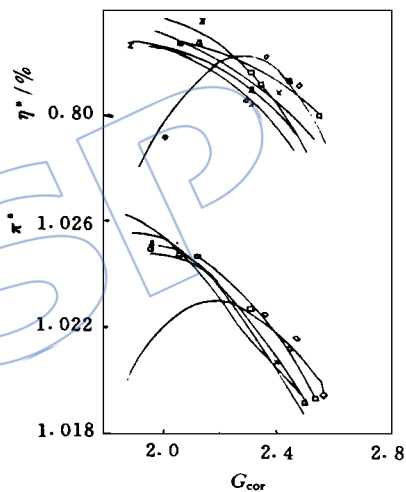


图 2 5 种处理机匣与标准机匣的性能比较

3 斜沟槽处理机匣的基元性能比较

图 3 给出了基元总压比的变化。在边界点工况下, T1 的总压在叶高 70% 多的范围内, 与标准机匣相比有很大的降低, 尤其是靠近叶尖的部分更为严重, 这是由于 T1 大的转子叶尖伸入, 形成的径向突台造成的。T2 的转子叶尖伸入为 3.4%, 在叶高 30% 的范围内也有同样的现象, 仅仅压比降低的程度大为改善。而 T3, T4 和 T5 的总压沿径向分布与标准机匣非常接近。

图 4 给出了基元冲角的变化。在边界点工况下, 斜沟槽机匣处理明显改变了冲角的沿径分布。标准机匣的冲角从叶根至叶尖是单调增加的, 而机匣处理后, 冲角的沿径分布呈叶片中间小, 叶片两端大, 这表明叶片的负荷发生转移, 由易发生气流分离的根部, 转移到了叶片中部, 对减少流动损失有利。标准机匣的平均冲角为 -2.4° ; 而斜沟槽处理机匣的平均冲角依次为 -3.1° ; -5.9° ; -4.7° ; -4.8° 和 -3.7° 。这反映出机匣处理后失速边界点朝大流量方向移动了, 即失速裕度变小。

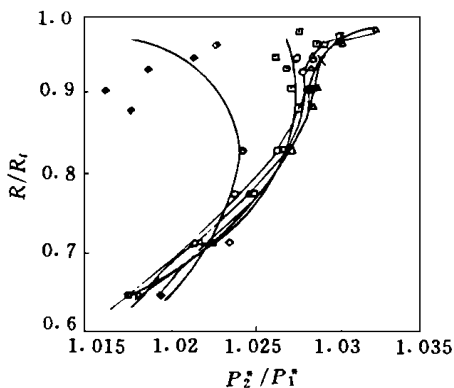
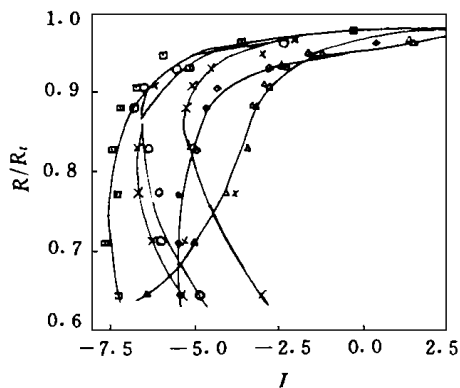
图 3 总压比(P_2/P_1) 沿径向变化(失速边界点)图 4 攻角(I) 沿径向变化(失速边界点)

图 5 给出了边界点工况下扩散因子的沿径向分布,除 T1 之外,各种处理机匣的扩散因子在叶片的绝大部分高度上都小于标准机匣,特别是平均半径以上的基元部分减小的更多。唯独 T1 在离叶尖 15% 处扩散因子反而增大,即载荷增大,但其平均压比反而下降很多,说明能量的转移率很差,反映在失速边界点处的效率很低,从标准机匣的 0.86 下降到 0.74。

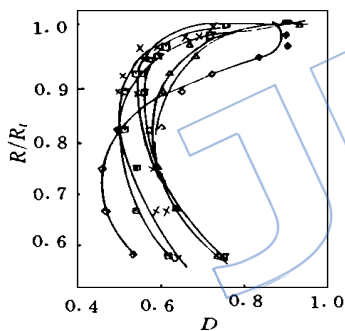
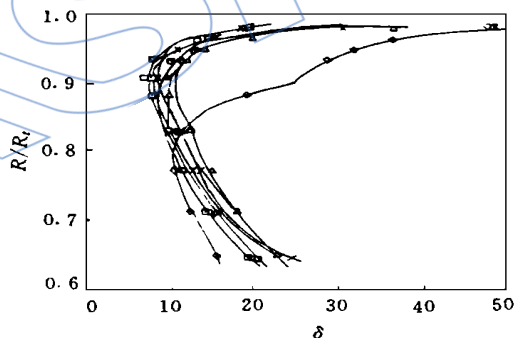
图 5 扩散因子(D) 沿径向变化(失速边界点)图 6 落后角(DEF) 沿径向变化(失速边界点)

图 6 给出边界点工况下的落后角沿径向变化。从图中可见各种型式机匣处理均未改变落后角和出口气流角的沿径向分布规律。除 T1 外,其它各种型式机匣处理在绝大部分叶高上落后角都比标准机匣小。落后角变小,说明机匣处理可使叶型的吸力面气流分离损失得到改善。

由上述斜沟槽机匣处理对总性能及基元性能影响的分析可以看出:大的叶尖伸入和小的叶尖伸入,其综合裕度下降的均较少,但大的叶尖伸入,其边界点和最高效率点的效率都有很大的牺牲。不同转子叶尖伸入是在不改变机匣内径的基础上由不同的沟槽角度实现的。实质上它决定了叶片前缘处的沟槽突台大小,而突台的大小是这种处理型式最具影响力的参数。其选择标准是转子叶尖伸入量稍大于转子叶尖间隙,突台以既可阻止叶尖间隙中的回流又不造成气流的严重分离为宜。转子前缘间隙的影响,在沟槽角度为 2.5° 、叶尖伸入叶高为 1.14% 的情况下,从转子前缘间隙分别为 1 mm 和 2 mm 的两种结构的性能比较可以看出,在实验的尺寸范围内,转子前缘间隙对裕度几乎没有影响,而峰值效率和边界点处的效率却随着前缘间隙

的增大而减小。由现有试验结果可以推测, 进一步减小转子前缘间隙有可能使处理效果得到进一步的改善, 但从叶片工作的安全性来说, 前缘间隙尺寸是不允许做得太小的。

4 实验结果分析

压气机叶型压力面的高压气体具有通过叶尖间隙向吸力面泄漏的趋势, 并由此产生了叶尖间隙涡, 带来了相应的损失。由于叶片的转动, 一部分泄漏流向上游方向移动, 通常向下游移动的壁面附面层气流与自叶尖间隙泄漏的向上游移动的气流相互作用, 由此而产生了气流损失。在转子叶尖间隙中还存在着从下游高压区到上游低压区的回流。因此如果设计这样一种结构的机匣, 将此叶尖间隙没入其中从而达到控制间隙中损失, 提高压气机效率的目的。斜沟槽式机匣处理即是这样一种结构, 沟槽前部的突台阻止了气流向上游方向的移动和间隙涡的形成, 提高了效率。但是另一方面, 由于突台的存在, 势必加剧了气流向下游流动过程中分离的趋势, 则使流动损失增大, 二则也加剧了损失的变化。按照文献[3]的分析, 前者是促使效率减低的因素, 后者则促使失速提前发生。如果阻止回流和二次流的形成所减小的损失足以抵消由突台增加的损失, 则可以获得效率的提高。反之, 就会使效率降低。

5 结 论

(1) 恰当设计的斜沟槽机匣处理, 可使压气机的效率得到改善, 即沟槽前部尺寸为 1 mm 左右, 转子的叶尖伸入量稍大于转子的叶尖间隙。

(2) 各种型式的斜沟槽处理机匣, 都不可避免地降低了失速裕度。斜沟槽机匣处理的影响不象其它结构只局限于靠近处理部位的叶尖区, 而是改变了整个叶高的基元级特性。

(3) 斜沟槽结构形成的突台, 可以阻挡叶尖间隙中由下游向上游方向的回流, 既影响效率的提高, 又影响裕度的下降, 设计时必须慎重选择。

参 考 文 献

- 1 Wisler D C, Beacher B F. Improved Compressor Performance Using Recessed Clearance (Trenches) over the Rotor. General Electric Co. Cincinnati, OH, AIAA-86-1745
- 2 Warner R E, etc. Recent Development to Improve High-Pressure and Intermediate-Pressure Turbine Efficiency. IMECHE, 1987
- 3 刘志伟. 轴流压气机叶排的失速边界和裕度的预计方法. 工程热物理学报, 1982, 3(3)

(责任编辑 魏星禄)

NUMERICAL SIMULATION OF 3D TRANSONIC VISCOUS FLOW STRUCTURE INSIDE A COMPRESSOR ROTOR WITH CONSIDERATION OF TIP CLEARANCE

Guo Yanhu, Wang Baoguo, Shen Mengyu

(Dept. of Engineering Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084)

ABSTRACT

A 3D numerical solution of transonic turbulent flowfield inside a compressor rotor is analyzed with a consideration of blade tip clearance. The complex vortex system structure and shock wave system structure inside this rotor is obtained. Wall flow patterns on the blade surface and hub surface are found out. The complex vortex system structure, such as horseshoe vortex, passage vortex, corner vortex and trailing vortex, and the interaction with shock wave system are researched. Especially, the character of the tip clearance flow inside the rotor passage is revealed, and the interaction between shock wave and tip clearance flow near blade tip and the evolution of tip clearance flow are considered.

Key Words Compressors Flow fields Transonic flow Leakage
Numerical simulation

APPLICATION OF A MULTI- DIMENSIONAL FLUX FUNCTION TO ANALYSIS OF PLANE TRANSONIC CASCADE FLOW

Yao Shilei, Wang Baoguo, Shen Mengyu

(Dept. of Engineering Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084)

ABSTRACT

In two- or three- dimensional flow fields, it is difficult to determine the direction of wave propagation in cascades due to complexity of transonic flow. Now a grid- independent approximate Riemann solver is applied to numerical simulation of two- dimensional transonic cascade flow by the Euler or Navier- Stokes equations. Fluxes on grid faces are obtained via wave decomposition, assuming that information propagates in the velocity difference directions, rather than in the grid- normal directions as in a standard grid- aligned solver. Second- order computations with the grid- independent flux function are used to analyze two typical examples of transonic cascades. The results indicate that the grid- independent model suppresses entropy production over the cascade surface due to either computational diffusion or grid viscosity, and resolves shock and shear waves in transonic flow of cascades much better.

Key Words Multidimensional analysis Plane cascades Transonic flow

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON TREATMENT OF COMPRESSOR CASING WITH SKEW GROOVES

Zhu Junqiang, Zhao Yi, Liu Zhiwei

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

Five kinds of skew grooved cases with different geometric parameters were designed and tested on a rig of single stage axial- flow compressor. The detailed

measurements of the overall performance and element performance, especially the blade tip flow prove that the treated casings enhance the compressor efficiency, but make slight loss of stall margin. According to analyzing the effects of each structural parameter on the compressor efficiency and stall margin, an optimization of primary geometric parameters has been found out. Then the effects of the grooved casing treatments on the performance of the compressor rotor have been revealed and some valuable conclusions have been reasoned out.

Key Words Compressors Cascades Treatment Efficiency

EXPERIMENTAL INVESTIGATION
OF FISH SCALE PATTERNED CASCADE

Miao Runtian and Wang Liangu

(Design Dept. Shenyang LIMING Engine Manufacturing Co., Shenyang 110043)

Gao Ge (4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT Several cascades with different patterns have been tested with the purpose of turbulence drag reduction in compressor cascade, after the straight patterned cascade obtained notable effects. The fish scale patterned cascade is the best of them. The main performance comparison is shown as follows:

Cascade	Ma_{cr}	$\Delta\beta_{design}$	δ_{design}	$(P_2/P_1)_{2Dmax}$	$\xi_{i=0.5}/\%$	Δi
reference	0.685	40.8°	6.7°	1.1810	5.7609	10.0°
straight pattern	0.735	41.7°	5.8°	1.1987	3.4261	10.4°
fish scale pattern	0.750	41.1°	6.4°	1.2127	3.0610	10.4°

The above test data indicate that most of performance indices of the fish scale patterned cascade, such as critical Mach number Ma_{cr} , maximum two-dimensional static compression ratio $(P_2/P_1)_{2Dmax}$ and total pressure loss coefficient at maximum attack angle $\xi_{i=0.5}$ are improved over the straight patterned cascade. The other performance parameters, namely attack angle range Δi , flow deflection angle at design point $\Delta\beta_{design}$ and corresponding deviation angle at design point δ_{design} , are superior to the reference cascade as well. It is particularly worth to point out that the fish scale pattern and the straight pattern can be together applied to the same blade to obtain advantageous performance.

Key Words Compressors cascades Drag reduction Experiment

CYCLIC CREEP ANALYSIS
OF TURBINE MONOCRYSTALLINE BLADE

Rao Shouqi and Wu Bin

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

Meng Chunling

(Beijing Institute of Light Industry, Beijing 100037)

ABSTRACT Stress cycling creep and stress-thermal cycling creep of monocrystalline turbine blade have been analyzed. The results are compared with static