

# 机匣处理对轴流式压气机性能的影响

邬扬杰 (哈尔滨船舶锅炉涡轮机研究所)

**〔提要〕** 本文介绍了均匀流场下实壁机匣和带机匣处理的单级和多级压气机的试验结果,分析了机匣处理结构改进失速裕度可能的机理。探讨了带机匣处理的单级和多级压气机失速裕度改进量存在差别的原因,为采用机匣处理扩大稳定工作范围提出了一些有意义的建议。

**主题词** 轴流式压气机 气动力学 机匣处理

## 一、概 叙

在较早的时候已有文献报导过有关机匣处理的内容,如〔1〕中指出:轴对称气流稳定性的理论研究表明,在稳定性遭到破坏的情况下,有可能变为两种形式的流动。一种是出现旋转脱流区的流动;另一种是具有轴对称环形脱流区(由于出现逆流而形成的环形涡流)的流动。而任何一种促使环形涡流形成的空气动力措施,原则上可以消除旋转脱流区的产生。为使环形涡流稳定地存在,对气流施加足够的影响将按照叶片造型的特点应该各不相同。

为了研究级稳定工作范围扩大的可能性,对一系列的措施做了试验研究(见图1、2、3)。

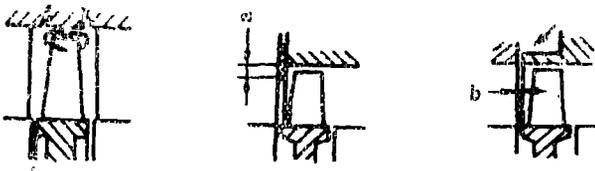


图1 环槽 图2 环形阻板 图3 环形缝隙

试验结果表明,环槽使出现不稳定工况的边界往流量较小的方面移动约14%。安装

环形阻板当  $\frac{a}{l} = \frac{a}{l} (l - \text{叶片高度}) = 0.05$  时

移动了23%。而工作轮前环形缝隙吹入空气的方法,当以高于级压头2~3倍的压力吹入空气时,可移动25~30%,吹入的空气量约为保证稳定工作的最小流量的2.5%。文献〔2〕中亦给出了环形缝隙吹入空气类似的结果。

装置环形阻板后虽然扩稳效果是好的,但在压气机级特性的右枝处压头系数和效率都明显地下降。采用吹气的方法从结构上来说是要简单一些,但是这种方法对不同的级得到的效果是不一样的。

近些年来,国内外的一些高等院校和研究所相继发表了不少有关机匣处理的文章〔3~4〕。从图4至图7中可以看出,扩稳效果最好的结构是斜槽,其次是轴向槽、叶片角斜槽和环槽。

机匣处理不仅能提高压气机的喘振裕度,同时亦是提高抗畸变能力的有效措施之一。文献〔5〕〔6〕对几种机匣处理结构做了试验,周向畸变进口流场下采用了机匣处理,喘振裕度的增加比均匀流场下要大。考虑到舰用或陆

用燃气轮机中畸变这个问题并不是主要的,因此在这里不准备对这个问题进一步讨论。

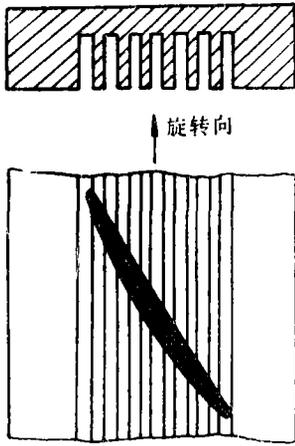


图4 环槽

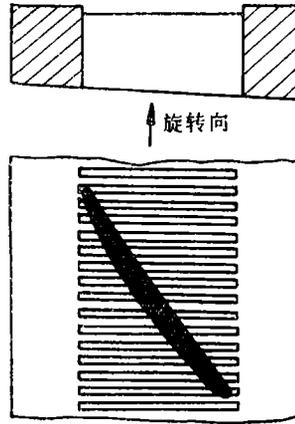


图5 轴向槽

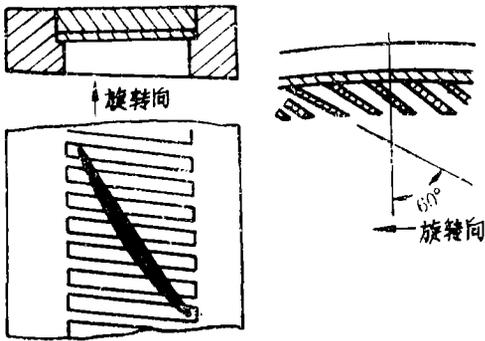


图6 沟槽

单级转子的试验结果似乎给人们一种联想,采用了机匣处理后多级压气机的稳定工作范围能够扩大很多,实际上并非如此。多级压气机的第一级采用了同样的机匣处理结构以后主要扩大了低、中转速时稳定工作的范围,但数量上小于单级的试验结果。

在文献[7]中,一台九级的压气机对具有尾部级动叶顶部机匣处理进行了试验。尾部级机匣处理对扩大高速下压气机的稳定工作范围是有利的。然而其工作范

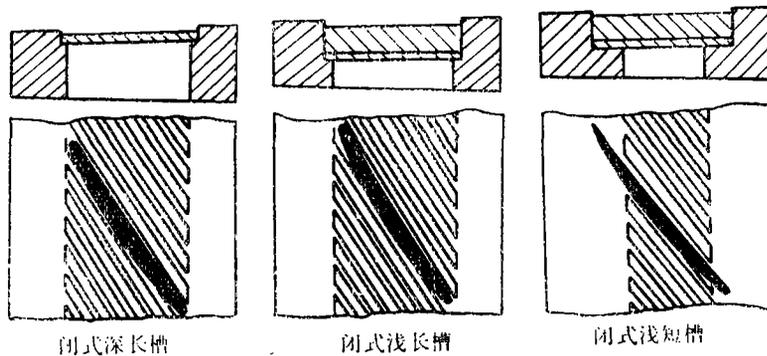


图7 叶片角斜槽

围的扩大亦远远小于单级的试验结果。

在多级中为什么会明显地下降等问题进行讨论。

所以,本文就此提出什么是机匣处理的机理和单级压气机经机匣处理后产生的效果

## 二、机匣处理可能的机理

旋转失速有部分叶高失速及全叶高失速两种。如果旋转失速是从叶片顶部开始则机匣处理可以明显地改善失速范围。相反，如果失速发生在远离叶片顶部的地方开始（即近轮毂部分），那么机匣处理对失速范围的影响就相当小。

很多文章都认为机匣处理能改善稳定工作的范围，但对它的机理都认为不太清楚。

有一种想象，认为机匣处理能改进失速裕度是由于在邻近的主流上作用了某些影响。为此曾经建立有不同顶部间隙的试验来探索这个因素的影响。文献[8]上的结果指出，对于两种斜缝（一种轴向缝和两种反斜缝）等5种机匣处理结构的扩稳效果和顶部间隙的尺寸无关。

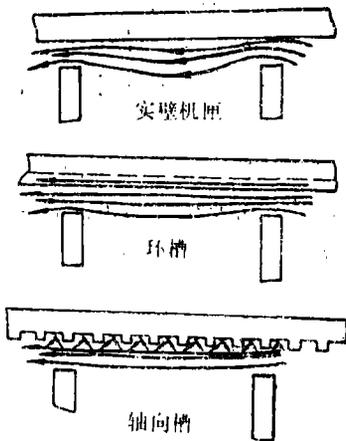


图 8 不同机匣处理叶顶间隙中的流线形态

文献[11]从失速发生的位置出发，将轴流压气机的失速分为从叶片凸面气流分离为特性的“叶片失速”和机匣壁面附面层分离为特性的“壁面失速”（见图9）。通过改变叶栅稠度进行不同试验，以小稠度 ( $\sigma = 1.0$ ) 时出现叶片失速和大稠度 ( $\sigma = 2.0$ ) 时出现壁面失速的设想为基础，对实壁机匣

轴流式压气机转子顶部附近的流动是很复杂的。由于这里存在着通过顶部间隙的漏泄、脱落旋涡、边界层、二次流等。顶部间隙的尺寸对它们中的某些因素是有很大影响的。当采用机匣处理时又增加了一个附加的复杂因素，这就是主流和机匣处理缝中质量和动量的交换。因此，其结果可以理解为若干种机匣处理漏泄和二次流有不可忽视的影响，而有些处理结构则不然之故。

文献[9]认为可能的解释是：旋转失速的发生是与叶片通道顶部形成较严重的堵塞有关。但这种解释缺乏内部流动的分析。

文献[10]认为未经处理的实壁机匣在压气机动叶顶部间隙中存在着气流下流，致使叶片通道中的气流阻塞加大。采用机匣处理后，气流下流现象大为改善，从而减少了通道中的气流阻塞和叶片顶部的损失，延缓了气流分离，使失速特性得到改善（见图8）。

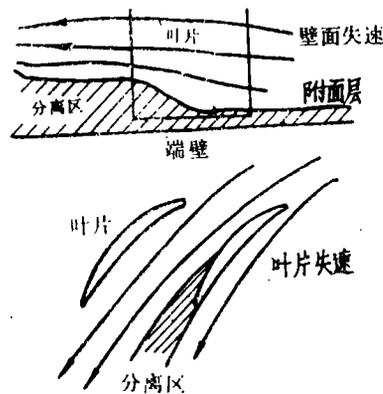


图 9 壁面失速与叶片失速

和开有轴向斜槽的机匣进行了对比试验。得出机匣处理对壁面失速有效，对叶片失速无效的结论。这个解释需要从理论上探讨和试验上验证。但是从中可以看出叶栅的气动和结构参数对扩稳的效果是有影响的。

文献[8]对斜缝机匣处理结构的单级压气机转子进行了详细的测量。试验的结果指

出, 由于在缝中形成了射流推迟了失速。即在近动叶叶尖的出口处由于高静压部分流体进入处理槽缝中, 在缝中的流动是指向上游的, 然后在动叶弦的前部从缝中如同一股较弱的射流进入叶展。这种流量和动量的交换, 改进了二次流和动叶角部低全压流体的堆积, 从而扩大了失速裕度。这个射流的速度强烈地和处理结构有关。因此质量和动量的交换程度同样和处理结构有关。这种解释给出了比较清晰的运动图象。

如果认为这种射流的形成是由于缝的前后部分感受到叶尖前后缘区的静压时均值的差所造成的, 那么在不计二者的相互影响的条件下, 叶尖沿轴向的静压分布将是直接决定射流强弱的重要因素。文献[12]上发表了轴向倾斜缝机匣的试验结果, 证实了这种解释。它指出实壁机匣外壁上的静压系数  $\bar{P}$  沿轴向的分布如图10所示, 各种轴向位置变化的机匣稳定裕度改进量和边界点效率变化相对量见图11。

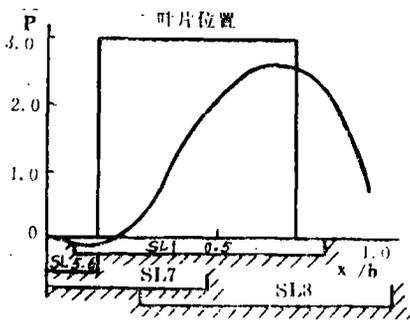


图 10  $\bar{n} = 0.71$  下失速边界状态外壁静压系数沿轴向的分布 (实壁机匣)

根据资料报导英美与苏联在处理机匣结构形式上主要不同点是处理机匣在弦长轴向投影的相对位置。英美的处理部位在弦长轴向投影中心部位, 而苏联的处理部位在轴向投影中心的前半部, 并伸出叶片前缘。另外, 英美多用开槽结构, 苏联多用小叶片组成的槽道。从图10上可以看出若以采用同样的轴向缝为例, 单纯从轴向位置来比较苏联

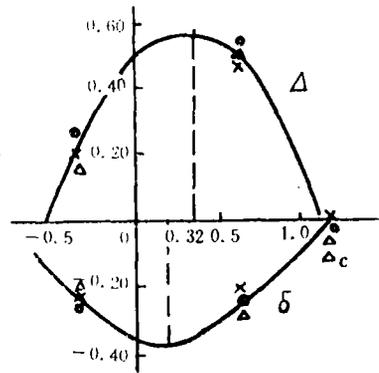


图 11 裕度改进量和边界点效率变化量随中心偏移量的变化

和英美两种选择轴向位置的见解, 所得到的结果是基本一致的。这是由于两者在处理缝后部所感受的压力是相近的原故。总结英美处理机匣的经验是:

1. 从叶片进气边开始在20%弦长轴向投影内进行机匣处理没有效果, 机匣处理大部分收益来自弦长投影60%处。
2. 最有效的开孔面积占处理面积的65~70%, 数值再大效果就不明显。
3. 有效的处理是槽深比槽宽大三倍以上。
4. 槽深与叶片长度之比应大于0.15。
5. 在斜槽处理机匣中斜槽角控制着轴向和周向回流量大小, 直接影响处理效果。

### 三、单级压气机机匣处理后基元参数的变化

文献[4]中对单级压气机转子和一个实壁机匣或一个轴向斜槽进行了试验。测得的结果表明, 转子进口处实壁机匣和处理机匣的速度分布基本相同, 而且沿着整个叶高轴向速度是均匀分布的。但实壁机匣转子出口处轴向速度沿叶高不再均匀。叶根区的轴向速度明显地大于叶尖区。这是因为叶尖区流通能力减弱, 致使转子叶尖区的气流在通过

叶片槽道时被迫向叶根处偏移，并从叶高的下部流出转子通道。经机匣处理转子出口叶尖区的轴向速度增加了，提高了该区域的流通能力。经机匣处理后叶尖区基元级加功量减少，叶根区增加，转子出口处沿叶高的速度三角形有很大改变。因此设计后一排叶片时必须考虑到这种变化，否则将会使全台压气机的性能达不到预期的效果。

#### 四、结 论

1. 要想扩大低速、中速和高速下稳定工作范围，必须同时在前面级和后面级增加机匣处理结构。

2. 经机匣处理后压气机效率的增减是多种因素综合的结果。在不同的转速和流量下压气机效率的增减情况是不同的。

3. 目前机匣处理的机理尚不完善，处理的效果亦未能事先预计，因此尚需探索。为了慎重起见在选用某种机匣处理结构时必须通过对原型级（机）的试验分析，然后与合适的处理机匣一起进行综合试验验证，才有可能得出良好的效果。

#### 参 考 文 献

[1] Ермов В Н, Степанов Ю В. Расширение Области Устойчивой Работы Ступени Осевого Компрессора. Теплоэнергетика, 1962, (2): 41-44

(陈金宝译. 轴流式压气机稳定工作范围的扩大. 轴流式压气机译文集, 第三册, 第703研究所, 1965)

[2] 单级轴流压气机外机匣吹气或放气的试验研究. NASA CR S4592, 1970

[3] 机匣处理对J85轴流式压气机转子失速边界和总性能的影响. NASA-TN-D6537

[4] 庄平等. 机匣处理对压气机性能影响的试验研究. 中国工程热物理学会第五届年会论文, 1985

[5] 李克明. 机匣处理对轴流式压气机性能的影响. 航空发动机, 1980 (1)

[6] 赵全春等. 机匣处理对三级跨音速低压压气机性能的影响. 中国航空科技文献, 航空工业部. HJB830101

[7] Yao-Lin Gao. Effect of Rear Stage Casing Treatment on the Overall Performance of a Multistage Axial Flow Compressor. ASME GT-82-110

[8] Takata H. Stall Margin Improvement by Casing Treatment-Its Mechanism and Effectiveness. ASME Journal of Engineering for Power, 1977, January

[9] 李根深等. 船用燃气轮机轴流式叶轮机械气动热力学 (下册). 国防工业出版社, 1985年7月

[10] 唐应. 机匣处理对轴流压气机性能的改善. 国外舰船技术, 1985 (6)

[11] A Fundamental Criterion for the Application of Rotor Casing Treatment. Trans. ASME Journal of Fluids Engineering, 1979, 101(2)

[12] 刘志伟. 倾斜缝机匣处理轴向位置对压气机性能影响的研究. 工程热物理学报, 1987, 8 (1)

(孙显辉 编辑)

## The Effect of Casing Treatment on Axial Flow Compressor Performance

Wu Yangjie

(Harbin Marine Boiler and Turbine Research Institute)

#### Abstract

This paper presents the test results of single-stage and multi-stage compressors under an uniform flow field with and without a casing treatment. An analysis is given of the mechanism of stall margin improvement possibilities through the use of several forms of casing treatment. The reason why there exist some differences in stall margin improvement for single-stage and multistage compressors employing casing treatment is discussed. Some meaningful proposals aimed at enlarging stable operation range through the use of casing treatment are also given.

Key words: axial-flow compressor, aerodynamics, casing treatment