

新型变几何导叶试验研究

刘占民 赵风声 惠兆森 牟尚军

(哈尔滨船舶锅炉涡轮机研究所)

〔提要〕 本文通过一系列平面叶栅试验, 得出轴流压气机可变尾缘进口导叶的气动特性。该特性优于可转导叶的特性, 损失系数小于可转导叶。提出变尾缘叶栅几何参数选取原则及其最佳值范围。按最佳参数构成的这种叶栅, 气流转折角和损失系数很接近常规大弯度光滑叶型的数值, 宜代替可转导叶作为压气机进口导叶。试验结果可直接应用于设计。

关键词 压气机 导流叶片 叶栅 气动力试验

一、前言

为防止轴流压气机喘振及减轻旋转失速所带来的恶果, 设计时应设法使各级气流在非设计工况下都能保持与叶栅几何形状相适应的速度三角形。目前通常采用变几何特性的调节法来适应速度图的要求。文献〔1〕评述了变几何法的应用现状。在变几何中, 可转导叶用得较多。当其旋转时, 可保证在非设计工况下后面动叶的冲角保持在设计冲角附近, 使气流不致严重分离而导致失速。但对进口导叶来说, 可转导叶旋转后的进口条件却变坏了。为了弥补这一缺陷, 近期在工况有显著差别的发动机内, 有的采用了变弯度叶栅。文献〔2〕至〔6〕介绍了NASA对变几何进口导叶和静子叶栅所作的单级试验评定情况。在环形叶栅中对两种变几何导叶构型进行试验优选后, 选定一种如图1所示的损失系数较小的变弯度导叶构型(在部分工况下, 该导叶的后两段节间有一道缝, 此缝的作用是在大的叶型弯角时帮助气流转折)。此种导叶在所需叶型弯角范围内, 能提供比较

平滑的叶型中线分布。缺点是机械结构复杂, 很难在压气机中实际应用。

文献〔7〕对一种构型简单的“平板式”的可变尾缘进口导叶(见图2)作了初步环形叶栅试验评定。

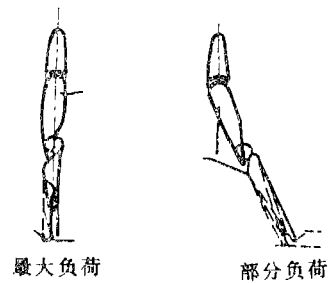


图1 带关节连接的变弯度进口导叶截面

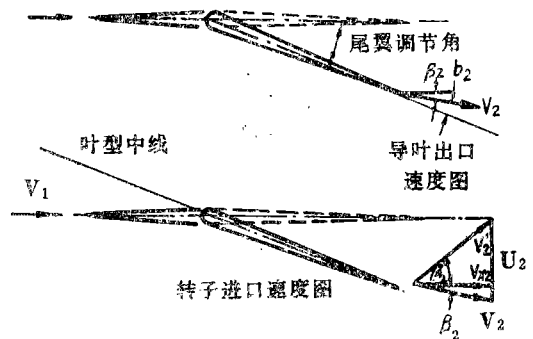


图2 平板式变尾缘进口导叶叶型示意图

* 本文在18届国际内燃机会议(1988年6月)上宣读

958860

我们在新研制的一台船用发动机的低压压气机中，基于改善调节特性和便于实际应用方面的考虑，进口导叶采用了新型变几何导叶，即所谓可变尾缘叶栅。这种导流叶片由前缘和后缘两个部分组成，如图3所示。前缘固定，保持轴向进气，低工况时导叶尾缘可旋转，预计这样在转子进口所产生的预旋，会改善压气机的性能，从而得到良好的发动机非设计工作状态。

为了解和证实这种叶栅的气动性能，对五种变尾缘叶栅作了平面叶栅吹风试验。试验给出了变尾缘叶栅的几何参数与气动参数之间的变化规律，并把它与相同叶型的可转动导叶进行了比较，得出有实用价值的数值。该导叶的损失系数比可转动导叶小。气流转折角遵循于卡特准则计算值的一般趋势。装有本文中变尾缘叶栅的低压压气机试验表明，它可以扩大压气机稳定工作范围。

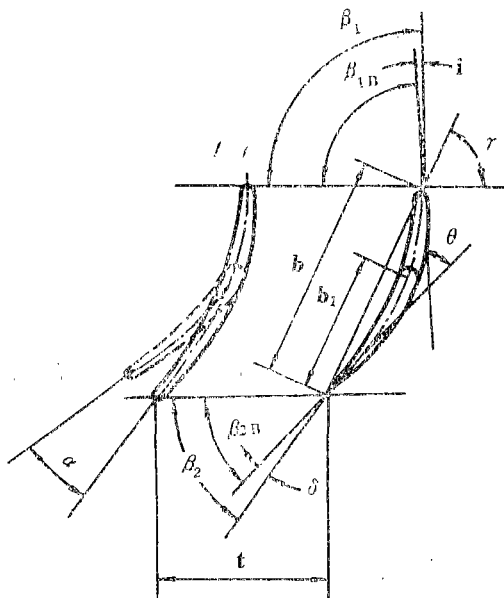


图 3 变尾缘叶栅的参数

二、符号和公式

符号

Θ 叶型几何弯角 deg

- b 叶片弦长 mm
- b_1 尾缘弦长 mm
- t 栅距 mm
- b/t 稠度
- r 安装角、叶型弦线与叶栅额线的夹角 deg
- β_{1B} 几何进口角 中线在前缘点的切线与叶栅额线的夹角 deg
- β_{2B} 几何出口角 中线在后缘点的切线与叶栅额线的夹角 deg
- α 叶型尾缘转角 尾缘旋转后的位置与旋转前基本叶型尾缘位置的夹角 deg
- M 马赫数
- i 冲角 进气方向与叶型中线前缘点切线的夹角 deg
- δ 落后角 出气方向与叶型中线后缘点切线的夹角 deg
- β 气流角 气流方向与叶栅额线的夹角 deg
- $\Delta\beta$ 气流转折角
- ξ 全压损失系数
- P 静压
- P_0 全压

下标:

1 栅前

2 栅后

m 平均

Cr 临界

公式

$$\xi = \frac{(P_{01} - P_{02})_m}{P_{01} - P_1}$$

式中

$$(P_{01} - P_{02})_m = \frac{1}{t} \sum_{i=1}^t (P_{01} - P_{02})_i \Delta t$$

$$\Delta\beta = \beta_{2m} - \beta_1$$

式中

$$\beta_{2m} = \frac{1}{t} \sum_{i=1}^t \beta_{2i} \Delta t$$

三、试验装置和试验程序

试验是在平面叶栅风洞上进行的。该风洞为连续吹风式，设有抽吸附面层装置。叶栅进口或出口马赫数可达1.0，叶片高度120mm，安装叶片数 ≥ 7 ，雷诺数 $Re > 2.5 \times 10^5$ 。叶栅前后测量位置约为叶片弦长的0.8倍。栅后气流参数用全压、方向三孔复合探针在中央流道沿额线作详细测量，测点间隔 Δt 为1mm。为保证测量精度，探针两方向管孔中心线与全压管中心线都设在探针转轴中心线上。采用非定向法测量。

取用叶型(10A40/23.33Π45)的中线为抛物线。基本叶型的叶栅参数如下(参见图3)。 $\theta = 23.33^\circ$ ， $\beta_{1B} = 88^\circ$ ， $\beta_{2B} = 68.67^\circ$ ， $r = 78^\circ$ ， $b/t = 1.0$ ， $\beta_1 = 90^\circ$ ，设计冲角 $i = -2^\circ$ ，叶型尾缘转角 α 的调节范围为 -5° 至 45° (以基本叶型 $\theta = 23.33^\circ$ 时的叶型尾缘位置为零度基准线)。组成收敛式叶栅。

四、试验结果与讨论

1. 叶栅特性

为了能在设计时正确选择叶栅的工况，必须知道叶栅工作特性，即气流在叶栅中的转折角、流动损失与冲角的变化关系： $\Delta\beta = f_1(i)$ ， $\zeta = f_2(i)$ ，

尾缘相对长度(b_1/b)为0.55的变尾缘叶栅在尾缘转角 α 不同时的叶栅特性曲线如图6所示。当 $\alpha < 10^\circ$ 时，在按两倍最小损失系数考虑的较宽的有效冲角范围内($i = -18^\circ \sim 10^\circ$)，气流转折角 $\Delta\beta$ 随冲角 i 的增加而成比例增加。因为在该冲角范围内气流没有从叶片表面分离，所以出气角基本保持不变。 $i < 10^\circ$ 时，落后角 $\delta < 7.7^\circ$ ；在设计冲角 $i = -2^\circ$ 时， $\delta = 4.7^\circ$ ， $\beta_2 = 73.7^\circ$ 。损失系数变化很小， $\zeta_{\min} = 0.025$ 。损失基

本上是附面层的摩擦阻力损失。当冲角超过临界值($i = 10^\circ$ ，这时 $\zeta = 2\zeta_{\min}$)后，叶片背面气流开始分离，损失开始迅速增大，转折角减小。所取叶型作为进口导叶，对进口气流畸变的适应性较好，因在雷诺数 Re 的自模区内，不受气流粘性影响。

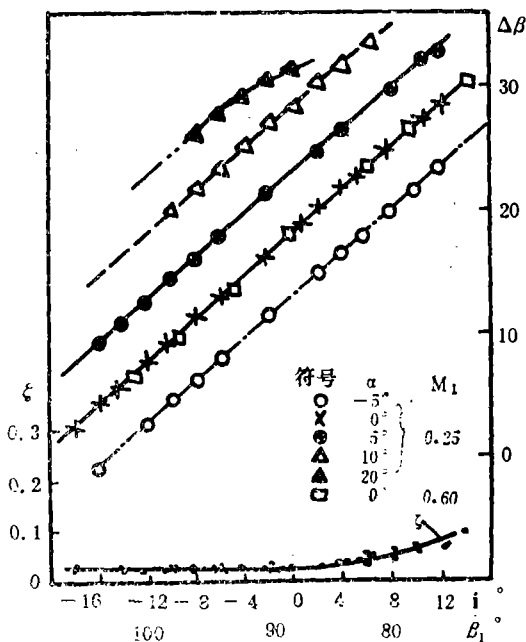


图4 当 $b_1/b = 0.55$ ， $b/t = 1.0$ 时，在不同 α 下， ζ 、 $\Delta\beta$ 随 i 变化的试验曲线

2. M数影响

图5表示在轴向进气条件下， α 不同时， ζ 、 $\Delta\beta$ 随进气马赫数 M_1 的变化。曲线表明，当 M_1 小于临界马赫数 M_{cr} 时， ζ 、 δ 和 $\Delta\beta$ 基本不变； $M_1 > M_{cr}$ 后， ζ 急剧增大，但 δ 呈减小趋势。

因压气机叶型组成的是收敛式叶栅结构，因此 M_1 影响与在正常情况下来流 M 数对亚音速压气机叶栅特性的影响有两点不同。一是低、高 M 数(0.25和0.60)下的最小损失冲角范围基本相同，而不是随着 M_1 数增大而变窄；二是在 $M_1 > M_{cr}$ 后， ζ 同样急剧增加，但 $\Delta\beta$ 不是急剧减小而是略有增大。由于在 $M_1 < M_{cr}$ 和一定冲角下， ζ 、

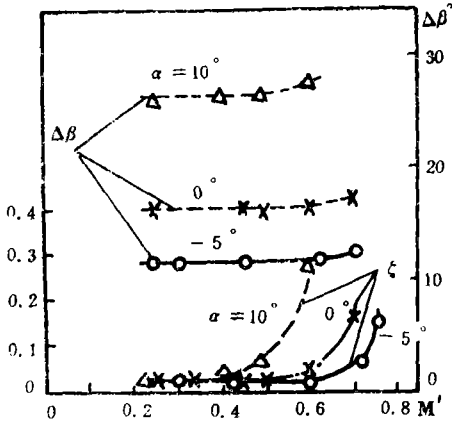


图5 当 $b_1/b = 0.55$, $b/t = 1.0$, $\beta_1 = 90^\circ$, $i = -2^\circ$ 时, 在不同 α 下, ζ 和 $\Delta\beta$ 随 M_1 的变化

$\Delta\beta$ 与 M_1 基本无关, 所以试验曲线虽大部分根据低速吹风所得, 也适用于小于 M_{max} 的任何来流 M 情况。

图6 是最大马赫数 M_{max} , 临界马赫数

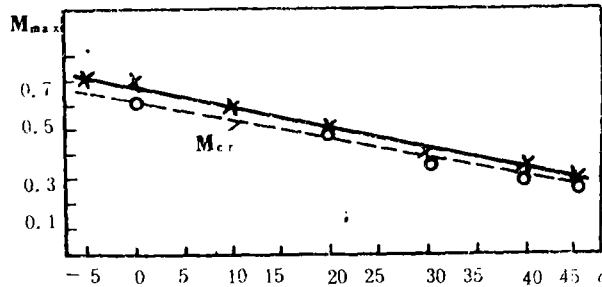


图6 最大马赫数 M_{max} 随尾缘转角 α 变化的试验曲线

M_{cr} 随尾缘转角 α 变化的试验曲线。 M_{max} 随 α 的增大, 呈直线关系下降。由 $\alpha = -5^\circ$ 时的 $M_{max} = 0.75$ 降到 $\alpha = 45^\circ$ 时的 $M_{max} = 0.32$ 。 M_{max} 下降的原因是由于 α 增大使叶栅流道喉部宽度迅速减小, 流道收敛度增大, 因而喉部很快达到音速, 使气流堵塞。我们所研制的压气机启动工况下 M_1 很小, 在 α 旋转区内不会受堵塞影响。

(待续)

An Experimental Study on a New Type of Variable-Geometry Guide Vanes

Liu Zhanmin, Zhao Fengsheng, Hui Zhaoshen, Mu Shangjun

(Harbin Marine Boiler & Turbine Research Institute)

Abstract

Aerodynamic characteristics of an axial-flow compressor inlet guide vane with variable trailing edge has been obtained through a series of tests on profile cascades. Compared with that of an adjustable vane, this characteristic is better, with a lower loss coefficient. Criteria for selection of geometrical parameters for a variable-trailing edge cascade and their optimum value range are given. A cascade with these optimum parameters has an air flow turning angle and loss coefficient very close to the corresponding ones of a conventional high-camber smooth profile, and is preferable to adjustable vanes for use as compressor inlet guide vanes. The test results obtained can be directly used in a design.

Key Words: compressor, cascade, guide vanes, aerodynamic test