

弯度达 73° 的双圆弧叶栅的试验研究

沈阳航空发动机研究所 成 刚

摘 要

本文根据一套弯度达 73° 的双圆弧叶栅的试验结果,分析了该叶栅的临界马赫数、最佳攻角、落后角、叶栅损失及攻角范围、叶型表面压力分布等,并与超临界叶栅的性能作了对比。结果表明:当参数选择恰当、槽道面积分布合理,则双圆弧叶栅在这样大的弯度下,仍能获得较好的气动性能,并基本符合一般双圆弧叶栅性能的规律。

文献(1)对弯度 $\theta \leq 67.5^\circ$ 的双圆弧叶栅试验数据作了较全面的归纳,在更大的弯度下,双圆弧叶栅的性能如何,是否符合这些规律,是值得研究的课题。

在实际的压气机设计中,跨音级动叶根部及导叶的弯度已达到 70° 左右,但这方面的叶栅试验数据,国内外文献中发表极少,所以本文选择了一套弯度 $\theta = 73^\circ$ 的双圆弧叶栅(代号SYH73)进行了较详细的试验研究。无疑这对高负荷压气机级的设计具有重要意义。

一、试验设备和测试方法

试验在A201C近音速平面叶栅风洞(图1)上进行。该风洞由A201风洞改装而成,扩大了马赫数范围($Ma_1 \leq 1$),增加了风口宽度($100 \times 250 \text{mm}^2$)及栅前测量装置,可抽吸栅前四壁及槽道壁面附面层,并可进行纹影照相。

采用等安装角方式试验,用转盘7调节攻角。试验时,上壁抽气,使栅前中央五点壁面静压均匀,然后测取中央两个栅距内的进气角沿额向的分布,其不均度不得大于 0.5° ,并以其平均值作为进气方向。录取栅后参数时,移去栅前测管,保持同样进气状态,测取栅后中央三个叶片后尾迹,并记录叶型表面压力分布。

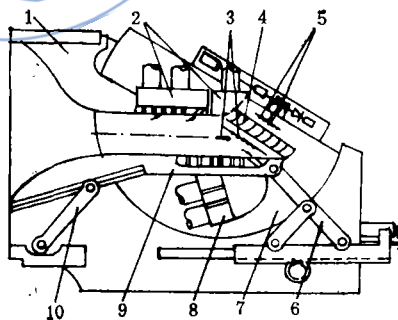


图1 A201C近音速平面叶栅风洞
1.上收敛块 2.上抽气盒 3.栅前测管及静压 4.叶栅 5.栅后测管及静压 6.直线机构 7.转盘 8.下抽气盒 9.下壁 10.调平机构

二、试验结果及分析

安装角 γ 及稠度 τ 根据经验选用最佳值。试验件的参数为

$$\theta = 73^\circ \quad b = 40 \text{mm} \quad c = 0.065 \quad \gamma = 75^\circ \quad \tau = 2 \quad F_t = 13.76 \text{mm}$$

1. 临界马赫数 Ma_{cr} 由速度特性线上两倍最低损失值对应的马赫数,求得各攻角下

的 Ma_{cr} 如图 2 所示。由图可得最大临界马赫数 $Ma_{crm} = 0.825$ 。

按文献〔1〕的二元回归方程可求得:

$$(Ma_{crm})'_{2D} = -0.216 - 0.024\theta$$

$$+ 0.000192\theta^2 + 0.01653 \frac{\theta}{\tau}$$

$$- 0.0003 \left(\frac{\theta}{\tau} \right)^2 + 0.03392\gamma - 0.0001824\gamma^2 = 0.7768 \quad (1)$$

$$\psi_1 = 1.016 + 1.25c - 14.1c^2 = 1.0377 \quad (2)$$

$$\psi_2 = 1.15 - 0.00334\beta_1 c = 1.0214 \quad (3)$$

$$Ma_{crm \text{ 计}} = (Ma_{crm})'_{2D} \cdot \psi_1 \cdot \psi_2 = 0.823 \quad (4)$$

最大临界马赫数的计算值与试验值吻合。

2. 最佳攻角 i_{opt} 由图3中 Ma_{crm} 对应的攻角可得最佳攻角 $i_{opt} = 1.2^\circ$ (当密流比 $\Omega = 1.33$ 时)。由 Ma_{crm} 和 i_{opt} 确定的叶栅工作状态称最佳状态。按文献〔1〕:

$$i_{opt \text{ 计}} = \beta_{1,c} - \sin^{-1}(Ft/t) + 4.5(1 - Ft/t) + 10(\Omega - 1) = -1.5^\circ \quad (5)$$

i_{opt} 的计算值比试验值低 2.7° 。其原因之一是由于计算式是根据来流方向与风洞轴线平行得出(限于当时无栅前测量装置), 而本叶栅的进气角由实测来流方向得出, 后者比前者高 $1.2^\circ \sim 2.2^\circ$ 。因此, 应对(5)式的计算值作增加 2° 的修正, 这样可使计算值的误差落在允许的范围內。

3. 落后角与气流转折角 落后角随工况的变化见图3。由图可见, 在亚临界下, δ 随 Ma_1 变化很小; 超临界后 δ 下降。当攻角加大时, 曲线稍向下平移。这主要是由于攻角加大后, 密流比加大, 使 δ 减小。经密流比修正后, 则在 $i = -4.2^\circ \sim 5.2^\circ$ 、 $Ma_1 = 0.5 \sim 0.85$ 的范围内, δ 变化不超过 $\pm 1^\circ$ 。可见这套叶栅的落后角随工况变化很小, 特性平缓。

由图3得出最佳状态下的 $\delta = 10^\circ$ (当 $\Omega = 1.33$)。按文献〔1〕:

$$m_a = 0.499639 - 0.49352 \times 10^{-2}\gamma + 0.14262 \times 10^{-4}\gamma^2 + 0.2816 \times 10^{-7}\gamma^3 \\ + 0.3976 \times 10^{-9}\gamma^4 = 0.2342 \quad (6)$$

$$m_b = 0.0632876 - 0.1505 \times 10^{-2}\gamma + 0.2362 \times 10^{-4}\gamma^2 + 0.2228 \times 10^{-6}\gamma^3 \\ - 0.283 \times 10^{-8}\gamma^4 = 0.0877 \quad (7)$$

$$m_f = m_a - m_b(1 - 20c) = 0.2605 \quad (8)$$

$$\delta_{\Omega=1.33} = m_f \theta / \sqrt{\tau} - 10(\Omega - 1) = 10.1^\circ \quad (9)$$

落后角的计算值与试验值一致。

在以往的大弯度叶栅试验〔2〕中, 当叶栅参数选择不当, 会出现落后角的试验值大于计算值。本叶栅在 $\theta = 73^\circ$ 的情况下, 落后角并不增大, 说明本叶栅的参数选择恰当。

在最佳状态下, $\Delta\beta = 64.2^\circ$ (当 $\Omega = 1.33$), 在超临界及正攻角下, $\Delta\beta$ 随 M_1 及 i 增加而上升, 在所试的范围内无下降趋势。

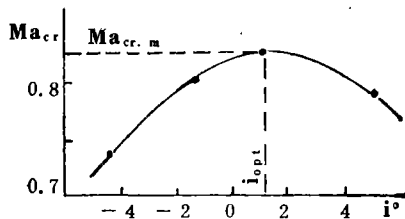


图2 临界马赫数随攻角的变化

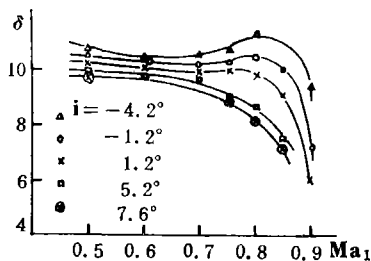


图3 落后角随速度的变化

4. 叶栅损失及攻角范围 各 Ma_1 下的最低损失 $\bar{\omega}_{min}$ 、对应的扩散因子 D 及两倍最低损失的攻角范围 Δi 见右表。在 $Ma_{cr.m} = 0.825$ 时, $\bar{\omega} \sin \beta_2 / 2\tau = 0.16$ ($D = 0.5$)。

文献(1)统计了双圆弧叶栅 $\bar{\omega} \sin \beta_2 / 2\tau$ 随 D 的变化曲线, 根据该曲线可求得关联式及计算值如下:

$$\bar{\omega} \sin \beta_2 / 2\tau = 0.18D^2 - 0.149D + 0.0471 = 0.0176 \quad (10)$$

试验值小于计算值, 可见这套叶栅的损失较低。由表可见, 这套叶栅的攻角范围较宽, 在 $Ma_{cr.m} = 0.825$ 时, $\Delta i = 14.3^\circ$

Ma_1	$\bar{\omega}_{min}$	$\bar{\omega} \sin \beta_2 / 2C$	D	Δi
0.5	0.032	0.008	0.46	20.8°
0.75	0.045	0.011	0.485	16.1°
0.8	0.056	0.014	0.495	15.8°
0.825	0.066	0.016	0.5	14.3°
0.85	0.078	0.019	0.51	12.4°

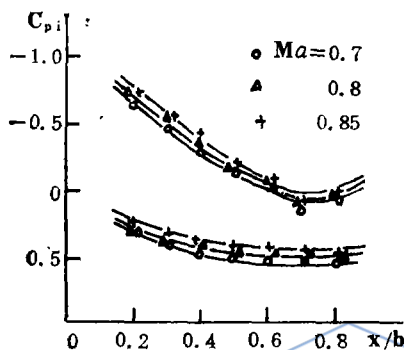


图4 $i = 1.2^\circ$ 叶型表面压力分布

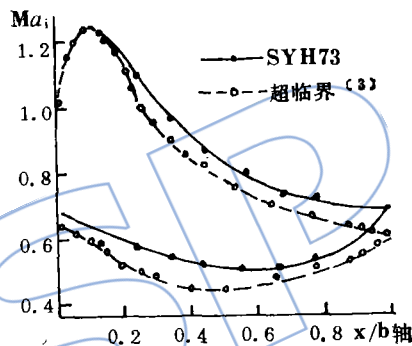


图5 SYH73与超临界叶栅的表面速度分布对比

5. 叶型表面压力分布 由测得的叶型表面压力分布, 可进一步分析其流动特点。

由图4可见, $i = 1.2^\circ$ 、 $Ma_1 = 0.7 \sim 0.85$ 的叶型表面压力分布曲线几乎重合, 且曲线变化平缓, 说明该叶栅至 $Ma_1 = 0.85$ 仍无强激波及严重气流分离。由图5可见, SYH73与一套超临界叶栅的表面速度分布形状相似。SYH73叶盆、叶背的分布曲线向上移动, 是由于密流比较大之故。

三、与超临界叶栅的对比

选用一套转角较大的超临界叶栅试验结果^[3] 与 SYH73 的性能作一对比。其叶栅几何参数及气动参数见下表。试验结果对比见图6、图7。

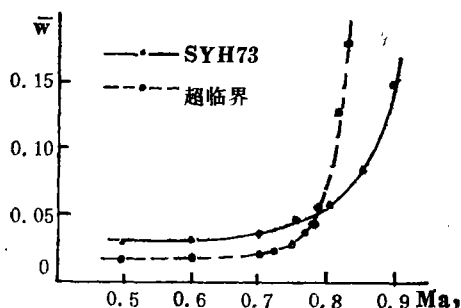


图6 SYH73与超临界叶栅的速度特性对比

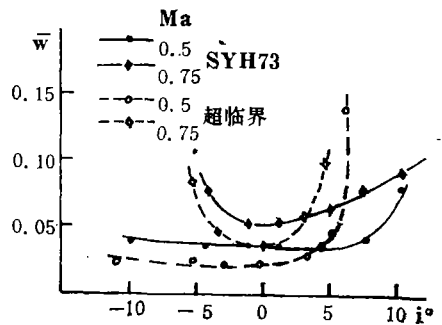


图7 SYH73与超临界叶栅的攻角特性对比

由图 6 可见, 在 $Ma_1 > 0.785$ 后, SYH73 叶栅的损失低, 说明 SYH73 的高速性能超过了弯度小的超临界叶栅性能, 由图 7 可见, 在 $Ma_1 = 0.5$ 及 0.7 下, 超临界叶栅的最低损失小, 但两套叶栅都具有较宽的攻角范围。不过超临界叶栅的稠度小, 这是双圆弧叶栅的优点。

参数	b/t	γ	Ma_1	β_1	i	$\Delta\beta$	Ω
超临界	1.43	74.25°	0.763	46.8°	0°	43.2°	1.124
SYH73	2	75°	0.8	37.3°	1.2°	64.4°	1.33

四、叶栅槽道面积分布

用于跨音速轴流压气机的钝后缘叶型 (BTE), 就是基于对槽道面积分布的要求而设计的, 并通过叶栅试验证明其性能良好^[4]。由前面的分析可知, SYH73 在特大的弯度下获得了较好的气动性能。二者的叶型完全不同, 但槽道面积分布是否有共同之处呢? 现将 SYH73 与 BTE35-1 的槽宽 (即二元条件下的槽道面积) 沿槽道中心线的分布示于图 8。由图可见, 这两套叶栅虽由于弯度不同而槽宽扩张的幅度不同, 但槽宽沿中心线的分布规律相似。这样的槽宽分布规律对减小气流分离是有利的。其特征是:

1. 喉道位于槽道进口。这样亚音速气流流入后, 不会出现加速, 并使喉道后有足够长的扩压段, 从而减少扩压损失。

2. 槽宽沿槽道中心线开始扩张很快, 在 $L_1/b = 0.5$ 后逐渐减慢, 到接近槽道出口时, 槽宽几乎不变。在槽道进口, 叶背表面正处于加速段, 并且叶背速度很快达到峰值。此时, 大的扩散度不会造成叶背附面层分离。随着气流向后缘流动, 叶背附面层逐步增厚, 这时槽道扩散度减小甚至不扩张, 这对防止或减少叶背附面层分离是有利的。

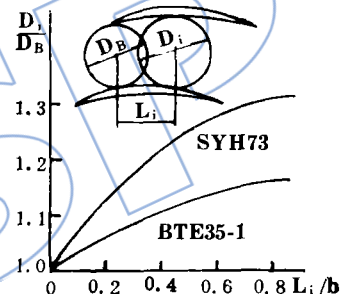


图 8 叶栅槽宽沿槽道中心线分布

五、结 论

1. SYH73 叶栅在 $\theta = 73^\circ$ 下, 通过选择合理的叶栅参数, 获得较好的气动性能, 即在 $i = 1.2^\circ$ 、 $\Omega = 1.33$ 时, 实现了高速 ($Ma_{crm} = 0.825$)、大转折 ($\Delta\beta = 64.2^\circ$)、低损失 ($\bar{\omega} \sin \beta_2 / 2\tau = 0.016$) 及宽攻角范围 ($\Delta i = 14.3^\circ$)。

2. SYH73 叶栅在最佳攻角附近工作时, 具有类似于超临界叶栅的叶型表面速度分布, 实现了超临界 (Ma_{crm} 附近) 状态下, 叶型表面无强激波、无严重气流分离。

3. 当参数选择恰当及槽道面积分布合理, 则大弯度双圆弧叶栅的 Ma_{crm} 、 i_{opt} 、 $\bar{\omega}$ 及 $\bar{\omega} \sin \beta_2 / 2\tau$ 仍可按一般双圆弧叶栅的经验公式 (1~10 式) 计算, 但 i_{opt} 应作增加 2° 的修正。

参 考 文 献

- [1] 高拯亚、成刚、孙元楹, “跨音速双圆弧叶栅性能的试验确定”, 中国航空科技文献, HJB840230, 84—092 (总268)。
- [2] 成刚, “大弯度扩压叶栅的试验研究”, 航空发动机, 第1期, 1978年。
- [3] Stephens, H.E., “Design and Performance Evaluation of Supercritical Airfoils for Axial Flow Compressors” AD A071206.
- [4] “钝后缘叶型的跨音速二元叶栅试验”, 超跨音速压气机译文集 (第三集), 国外航空编辑部。

(责任编辑 冯毓诚)

for numerical experiments. The incident angle varies from -13 to $+11$. The numerical results of the deviation angle and separation point are compared with the corresponding physical experimental data in good agreements.

COMPARISON OF THREE EXPERIMENTAL METHODS FOR TRANSONIC TURBINE CASCADES

Yang Xuezheng

(*Gas Turbine Establishment*)

Abstract

Three typical transonic turbine cascades have been designed for this purpose and tested with the aid of three different methods (two-dimensional cascade wind tunnel test, wind tunnel test with sector of annular cascade, and hydraulic analogy). The results of these three methods are compared under the condition of geometry similarity. They are also compared with numerical solutions of the Finite Area Time Marching calculation. The strong and weak points and reliability of these methods are evaluated preliminarily.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A DOUBLE CIRCULAR ARC CASCADE WITH 73° CAMBER

Cheng Gang

(*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

Abstract

A double circular arc (DCA) cascade with 73° camber has been tested, and according to the test results its critical Mach number, optimum incidence, deviation angle, pressure distributions on airfoil surfaces, pressure losses and incidence angle range are analysed. This cascade is also compared with a supercritical airfoil cascade. The results indicate that the DCA cascades with such large camber still can achieve good aerodynamic performances (large turning, high velocity, low loss and wide incidence angle range) and coincide well with the general principles of DCA cascades provided that the cascade parameters are chosen correctly and distribution of passage area is reasonable.

INVESTIGATION OF SUPERSONIC MULTIPLE CIRCULAR ARC (MCA) AIRFOIL CASCADE OF AXIAL-FLOW COMPRESSOR

Zha Gecheng and Yan Ruqun

(*Northwestern Polytechnical University*)

Abstract

A computational method of characteristics initial-value line in the rotational