

WZ8A 轴流压气机静子叶栅性能特点

周正贵 吴国钊 郭秉衡

(南京航空航天大学 201 教研室, 南京, 210016)

章爱宝 唐雨春

(湖南株洲六〇八研究所, 株洲, 412002)

THE PERFORMANCE OF WZ8A-AXIAL COMPRESSOR STATOR CASCADE

Zhou Zheng-gui, Wu Guo-chuan, Guo Bing-heng

(Faculty 201, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

Zhang Ai-bao, Tang Yu-chun

(Nanhua Power Institute, Zhuzhou, 412002)

摘要 通过对 WZ8A 轴流压气机出口静子串列叶片叶尖和叶中二截面平面叶栅实验, 得出: ①叶尖截面叶栅不适用于高进口 Ma ; 低速时正常工作攻角范围为 $-30^\circ \sim -12^\circ$, 相应的落后角为 $5^\circ \sim 7^\circ$ 。②叶中截面叶栅在高速时 ($Ma=0.65$), 正常工作攻角范围为 $-1^\circ \sim 10^\circ$, 落后角为 $7^\circ \sim 8^\circ$; 低速时正常工作攻角范围为 $2.5^\circ \sim 20^\circ$, 落后角为 $5^\circ \sim 7^\circ$ 。

关键词 串列叶栅, 总压损失系数, 气流转角

Abstract The tandem cascade can perform at relative large flow turning angle, but not at the cost of any loss increase. Therefore, it is suitable to use it for the last stage stator of the axial compressor or fan of the airplane engine, where flow turning angle is generally large. The WZ8A compressor is composed of one stage axial and one stage centrifugal compressor. The tandem blades are set on the axial compressor stator. To explore the flow characteristics of the blades, two plane tandem-cascades are constructed; one is of the tip section, and the other is of midspan section. By experiments, the correlations of flow turning angle and total pressure loss coefficient with attack angle and the distribution of blade surface pressure, at high subsonic speed and low speed respectively, are also obtained.

Key words tandem cascade, total pressure loss coefficient, flow turning angle

串列叶栅能完成较大的气流转角而不导致损失增加, 因而比较适用于航空发动机轴流压气机或风扇末级静子, 在那里气流转角一般都较大。例如用于多级轴流压气机末级静子的有 Turmo IIIc、J85; 用于风扇末级静子的有 JT15D、JT8D。也有用于高增压比离心压气机导风轮和扩压器的。

WZ8A 压气机由一级轴流和一级离心压气机组成。轴流压气机出口静子采用串列叶片。为了探索该级静子的性能特点, 为串列叶栅设计提供实验数据, 在此截取平均半径附近和靠近叶尖两个截面制作平面叶栅, 实验测量了在高速和低速情况下, 气流转角和总压损失系数随攻角变化规律以及叶片表面压力分布。通过对实验数据详细分析, 得出了该两截面平面串列叶栅的性能特点和适用范围。

1 实验设备和实验件

实验用平面叶栅风洞由两台各为 130kW 的罗茨鼓风机供气, 其额定流量为 120m³/min, 压头为 5.067 × 10⁴Pa。由此设备供气, 叶栅出口最大马赫数可达 0.8 左右。

栅前总压采用皮托管、栅前静压采用壁面静压孔测量; 栅后总压及气流方向采用三孔探针测量。该探针沿叶栅额线方向平移和绕自身轴线转动由微机控制步进电机实现。叶片表面开有壁面静压孔, 用于测量叶片表面压力分布。

对于高速实验, 所有正压力(栅前、栅后总压及部分叶片表面静压)联接到 64 通道自动压力扫描阀上, 其量程为 3.45 × 10⁴Pa, 满量程误差 < 0.2%。所有负压力(栅前静压及部份叶片表面静压)联接到 40 通道手动压力扫描阀上, 其量程为 -1.013 × 10⁵Pa, 满量程误差 < 0.4%。对于低速实验, 为了保证测试精度, 所有测量压力二次仪表改成 U 型管压力计。

在此把叶尖附近截面称为 T 截面, 中径附近截面称为 M 截面。T 截面串列叶栅实验件由 15 个叶片组成, 构成 14 个通道; M 截面叶栅由 10 个叶片组成, 构成 9 个通道。二组叶栅前后排叶片都是双圆弧叶型。具体参数见表 1, 参照图 1。

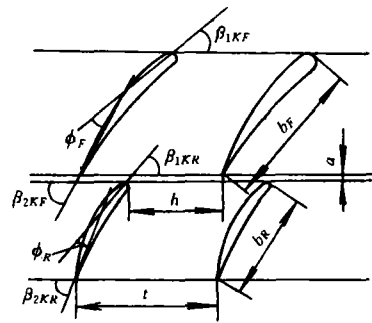


图 1 串列叶栅结构示意图

表 1 T、M 截面叶栅几何参数 (b_T—总弦长)

截面	参数	$\beta_{1k} / (^\circ)$	$\beta_{2k} / (^\circ)$	b / mm	$\varphi / (^\circ)$	b_T / t	t / mm	a / b_F	h / t
T	前排	10.44	52.26	24.26	42.22	2.62	19.4	0.103	0.995
	后排	49.88	102.3	26.24	52.42				
M	前排	49.9	59.3	20.92	9.30	3.07	15.3	0.12	0.98
	后排	57.88	98.16	24.32	40.38				

2 实验结果分析

对于低速实验, 叶栅进口 Ma 维持在 0.2 左右; 对于高速实验, 叶栅进口 Ma 维持在 0.65 左右, 偏差小于 2.5%。

T 截面叶栅气流转角 $\Delta\beta$ 和总压损失系数 $\bar{\omega}_c$ 随攻角的变化曲线见图 2; M 截面叶栅气流转角和总压损失系数随攻角变化曲线见图 3。

2.1 总压损失系数 $\bar{\omega}_c$ 变化特性

由图 2、图 3 看出, 在高速时, 最小损失攻角范围(即最低损失系数左右平坦区)比低速时明显窄, 并且发生偏移。根据图 2、图 3, 将最小损失攻角范围列于表 2。高速时, 损失系数 $\bar{\omega}_c$ 比低速时亦大幅度增加。其主要原因是由于高速时叶片表面摩擦损失增加和激波及激波附面层干扰损失亦增加; 对于 T 截面叶栅, 由于前排叶片弯角比较大(见表 1), 高速时气流惯性力大, 造成叶背分离, 使损失进一步增大。

为了确认叶背在一定攻角下会产生局部超音区, 对 M 截面叶栅采用来流总压和叶片表面静压计算了前排叶背距前缘 5mm 处的马赫数, 见表 3。由此表可知: $i = 5^\circ$ 左右

时, 在此处即有可能达音速, 并且随攻角增大 Ma 增加。

表 2 最小损失攻角范围

截面		来流速度	低速	高速
T	$\bar{\omega}_c$		0.20	0.50
	i 范围		$-30^\circ \sim -12^\circ$	$-15^\circ \sim -10^\circ$
M	$\bar{\omega}_c$		0.115	0.25
	i 范围		$+2.5^\circ \sim +20^\circ$	$-1^\circ \sim +10^\circ$

注: $\bar{\omega}_c$ —低损失攻角范围内最大总压损失系数值, 即边界值。

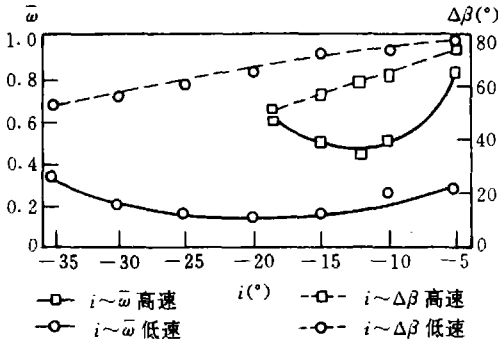


图 2 T 截面叶栅 $i \sim \bar{\omega}_c$ 和 $i \sim \Delta\beta$ 曲线

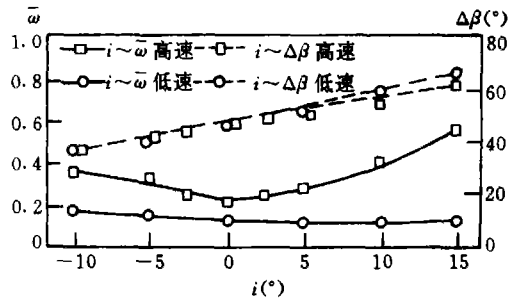


图 3 M 截面叶栅 $i \sim \bar{\omega}_c$ 和 $i \sim \Delta\beta$ 曲线

表 3 M 截面叶背 Ma

i	2.5°	5.0°	7.5°
Ma	0.88	0.97	1.03

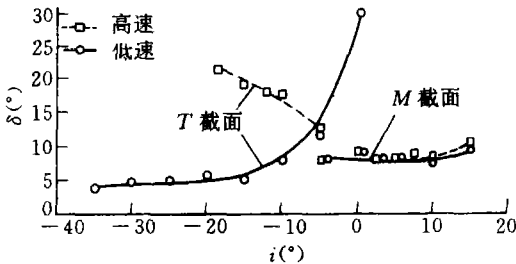


图 4 T 和 M 截面叶栅 $i \sim \delta$ 曲线

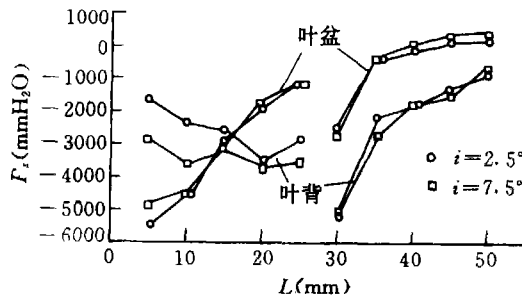


图 5 M 截面叶栅叶片表面压力分布

高速时, T 截面和 M 截面 $i \sim \bar{\omega}_c$ 曲线右支比左支陡。攻角比较大时, 叶背上出现局部超音区, 故产生局部激波。随着攻角增大, 叶背气流 Ma 相应增大, 因而产生的损失随攻角 i 变化比较急剧。

2.2 气流转角 $\Delta\beta$ 和落后角 δ 变化特性

由图 2 和图 3 看出: 在高速和低速时, 两套叶栅气流转角 $\Delta\beta$ 随攻角 i 都近似呈线性变化。

在同一攻角下(在低损失攻角范围内), T 截面叶栅高速时气流转角比低速时减小 $10^\circ \sim 15^\circ$ (即相应的落后角 δ 增加 $10^\circ \sim 15^\circ$); M 截面叶栅高速时 $\Delta\beta$ 比低速时减小 $1^\circ \sim 2^\circ$ 。落后角 δ 与攻角 i 关系曲线绘于图 4。

T 截面叶栅高速时落后角 δ 增大较大, 且随攻角减小呈增加趋势。在攻角较大(图 2 中 i 接近 -5°) 时, 由于 T 截面叶栅前排弯角较大, 前排叶背表面局部超音速区 Ma 较高, 因而前排叶背有较大激波损失, 并可能伴有附面层分离, 所以整个叶栅损失较大。但由于前后排叶片缝隙对后排叶背附面层的吹除, 后排仍处于有利流动状态。由于后排的导流作用, 整个叶栅总落后角相对于低速时并无很大增加。随着攻角减小, 前排叶背流动有所改善, 但前排叶盆出现分离, 前排叶盆低动量气流由缝隙流入后排叶背, 促使后排叶背分离, 使后排落后角进而使整个叶栅落后角增加。T 截面叶栅在高速时损失大、转角小, 而 T 截面是叶尖附近截面, 处于端壁附面层中, 其实际工作时进口速度是较低的。

2.3 M 截面叶片表面压力分布

图 5 表示在攻角 i 为 2.5° 和 7.5° 时 M 截面叶片在高速时压力分布。由此图可知: 攻角变化时对后排叶片叶盆和叶背压力分布影响很小。如果我们把前排看成后排导流叶片, 只要前排叶片不发生分离, 则前排叶片攻角(即整个串列叶栅攻角)变化, 对后排叶片的进气角没有影响, 故攻角变化对后排叶片气流流动影响很小。

攻角增大, 前排叶片叶背表面压力下降明显(即速度增加)。当 $i=7.5^\circ$ 时, 在前排叶背中点出现了明显压力升高。为了对此不规则点进行验证和分析, 我们对不同攻角下前排叶背表面压力分布进行了测量。图 6 反映在 $i=5^\circ$ 左右时, 前排叶片叶背出现压力局部增加, i 越大, 变化越激烈。参照表 3 所列数据可以认为: 在 i 大于 5° 时, M 截面叶栅叶背局部压力升高与激波或压缩波有关。

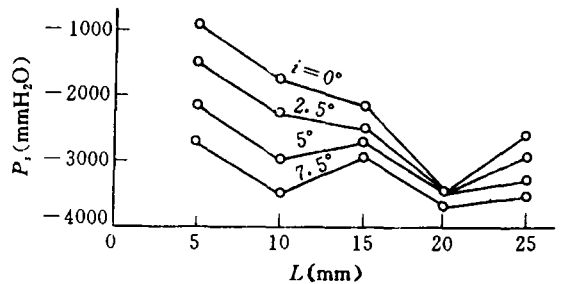


图 6 M 截面叶栅前排叶片表面压力分布

3. 结论

3.1 T 截面平面叶栅在进口 Ma 较高时($Ma=0.65$)性能比较差, 不适用于高亚音速进口 Ma 流动。低速时正常工作攻角范围为 $-30^\circ \sim -12^\circ$, 在此攻角范围内落后角 δ 为 $5^\circ \sim 7^\circ$ 。

3.2 M 截面平面叶栅在进口 Ma 为 0.65 时, 正常工作攻角范围为 $-1^\circ \sim +10^\circ$, 落后角为 $7^\circ \sim 8^\circ$ 。低速时正常工作攻角范围为 $+2.5^\circ \sim +20^\circ$, 相应的落后角为 $5^\circ \sim 7^\circ$ 。

3.3 M 截面平面叶栅, 在进口 Ma 为 0.65 时, 前排叶片叶背在正常工作攻角范围内存在局部超音速区。

参 考 文 献

- 1 Gostelow J.P. Cascade Aerodynamics. Pergamon Press: Oxford OX3 OBW, England, 1984.
- 2 吴国钊, 庄表南, 郭秉衡. 串列叶栅在航空发动机上的应用. 中国工程热物理学会学术会议论文, 1980.
- 3 Wu Guo-chuan, Zhuang Biao-nan, Guo Bing-heng. Experimental Investigation of Tandem Blade Cascade with Double Circular Arc Profiles. ASME 85-GT-94.