

高亚音速压气机静子串列叶栅 试验研究

庄表南 郭秉衡

(南京航空学院)

摘 要

本文给出了C型串列叶栅(其叶型近似于C-4叶型)和双圆弧叶型串列叶栅,在高亚音速($Ma_1 = 0.55 \sim 0.57$)下进行试验的一些结果。试验结果以气流转角 $\Delta\beta$,静压上升系数 c_p 和总压损失系数 ω 随进口气流攻角 I ($-5^\circ \sim +7.5^\circ$)变化的特性线表示,并获得性能最佳值。

一、引 言

在压气机上采用串列叶片来代替单个普通叶片,可使总的负荷分布到两个叶片上,在每个叶片上形成较薄的附面层,这样损失较小。而且,如果前、后排叶片相对位置排列恰当,前排叶片流出的气流对后排叶片上的附面层可能起到吹除作用,使后排叶片附面层更薄,损失更小。实践证明,采用串列叶栅可以获得较高负荷而损失较小。所以,串列叶栅在航空发动机中已被采用[1]。

对串列叶栅的研究工作,可从两个方面着手。一是理论分析计算[2、3],二是试验研究[4]。然而,这两方面公开发表的、可供串列叶片设计的性能数据很少,作者系统地串列叶栅进行了试验研究。本文介绍在高亚音速下,对两种叶型的串列叶栅进行试验研究的成果。

表1 两种串列叶栅的主要几何参数

叶栅几何参数	C型叶栅	双圆弧叶栅	叶栅几何参数	C型叶栅	双圆弧叶栅
前叶片弦长 C_F	40.4mm	40.47mm	叶栅稠度 σ	2.210	2.231
后叶片弦长 C_R	27.7mm	27.7mm	前叶片几何进口角 β_{1K}	36°	37.3°
总弦长 C_T	66.3mm	66.47mm	后叶片几何出口角 β_{2K}	99°	99°
前叶片弯度 Φ_F	33.2°	39.5°	前叶片叶弦角 γ_F	36°	34.7°
后叶片弯度 Φ_R	38.6°	42.6°	后叶片叶弦角 γ_R	12°	12.8°
总弯度 Φ_T	63°	61.7°	前后叶片轴向距离 a	2.94mm	2.64mm
叶栅栅距 t	30mm	29.8mm	前后叶片切向位移 h	20.8mm	25.31mm

二、试验设备及试验件

本试验是在我院高亚音速平面叶栅风洞中进行的。本试验对两种串列叶栅进行研究。第一种串列叶栅叶型按某型发动机轴流压气机静子串列叶栅设计的,近似 C-4 叶型,故简称 C 型串列叶栅。第二种串列叶栅叶型,其总弦长、总弯度、前叶片几何进口角、后叶片几何出口角等与第一种串列叶栅基本相同,叶型座标是按双圆弧叶型用计算机程序造型,简称双圆弧叶型串列叶栅。试验件是由 10 个前叶片和 10 个后叶片按一定的排列关系安装在上、下夹板之中,并用螺帽将它固定在可转动的圆盘上,试验时转动圆盘获得不同的气流攻角。

三、测试系统

1. 测量数据及精度:进、出口总压 p_1^* 、 p_2^* 的精度为 $\pm 4.9\text{Pa}$; 进、出口静压 p_1 、 p_2 的精度为 $\pm 4.9\text{Pa}$; 进、出口气流方向 β_1 、 β_2 的精度为 $< \pm 0.5^\circ$ 。

2. 将测量数据整理成下列参数:总压损失系数 $\bar{\omega} = (p_1^* - p_2^*)/Q_1$; 静压上升系数 $c_p = (p_2 - p_1)/Q_1$ (Q_1 为进口动压头); (3) 气流转角 $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$; (4) 落后角 $\delta = \beta_{2k} - \beta_2$; (5) 气流攻角 $I = \beta_{1k} - \beta_1$ 。

3. 测试范围:进口马赫数 $Ma_1 = 0.55 \sim 0.75$; 气流攻角 $I = -5^\circ \sim +7.5^\circ$ 。

4. 测试仪器:总压和静压的测量用总静压探针,配有 SYD-1 压力传感器, XJ-100 巡回检测仪和 LS-5 型数字记录器,为了保证测试数据的可靠性,同时采用 U 形管水银柱和水柱测压计。气流方向用方向探针配有张丝压力传感器测量。

5. 控制操纵系统:测试装置由 Z-80 单板机控制三向位移机构进行快速测量。工作时探针自动跟踪气流,当方向对准后,自动采集数据并打印出结果。

四、试验结果和讨论

1. 总压损失系数 $\bar{\omega}$

由图 1 看出:(1)所有曲线的最佳 I 都为 0° 左右;(2)当 $I > 0^\circ$ 时,所有曲线的 $\bar{\omega}$ 随着 I 增加而增加,但当 $I > 6^\circ$ 以后,叶背上气流出现分离,损失系数急剧增加;(3)当 $I < 0^\circ$ 时, $Ma_1 = 0.6$, $\bar{\omega}$ 随 I 变化不大; $Ma_1 = 0.7$, $\bar{\omega}$ 随 I 减小而增大;(4) I 不变时, Ma_1 增加,则 $\bar{\omega}$ 增大;这是由于 Ma_1 加大后在叶栅槽道出现激波,激波损失及激波与附面层相互干扰引起气流分离损失增加。(5)在所试验的 Ma_1 和 I 范围内,两种叶栅相比, C 型串列叶栅性能较好。其最小总压损失系数 $\bar{\omega}_{\min}$ 分别为: C 型叶栅, $Ma_1 = 0.6$ 时 $\bar{\omega}_{\min} = 0.082$; $Ma_1 = 0.7$ 时 $\bar{\omega}_{\min} = 0.106$ 。双圆弧叶栅, $Ma_1 = 0.6$ 时 $\bar{\omega}_{\min} = 0.12$; $Ma_1 = 0.7$ 时 $\bar{\omega}_{\min} = 0.14$ 。

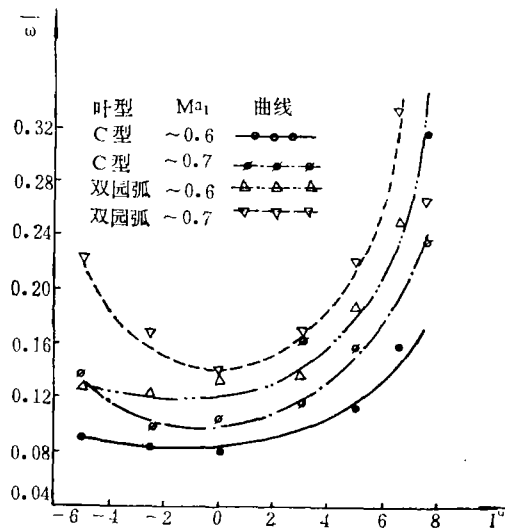


图 1 串列叶栅总压损失系数特性

2. 静压上升系数 c_p

由图 2 看出：(1)最佳的静压上升，即 c_p 的最大值，大约在 $I = 0^\circ$ ，这恰好与 $\bar{\omega}_{min}$ 时的 I 相同，它说明流动损失小时，静压上升较大；(2) c_p 的最佳值随 Ma_1 的减小而增加 (C 型叶栅的为 $Ma_1 = 0.6$ 时 $c_{p_{max}} = 0.32$ ， $Ma_1 = 0.7$ 时， $c_{p_{max}} = 0.31$ ，双圆弧叶栅的为 $Ma_1 = 0.6$ 时 $c_{p_{max}} = 0.361$ ， $Ma_1 = 0.7$ 时 $c_{p_{max}} = 0.348$)，这说明 Ma_1 增大时， $\bar{\omega}$ 加大，故 c_p 减小；(3) c_p 值较高的工作范围，一般随 Ma_1 的减小而增大，但由于本试验 Ma_1 的变化范围较小，故其工作范围的变化也不大，约在 $I = -4^\circ \sim +6.5^\circ$ ；(4) c_p 随 I 的变化基本上是 $I > 0^\circ$ 或 $I < 0^\circ$ 时， c_p 值都略有下降，这说明两种叶栅在 $I = 0^\circ$ 时，工作是适宜的；(5) 从 $\bar{\omega}$ 曲线和 c_p 曲线看出，其最佳攻角的一致性是很好的，且 c_p 的工作范围较宽广，这符合设计要求。

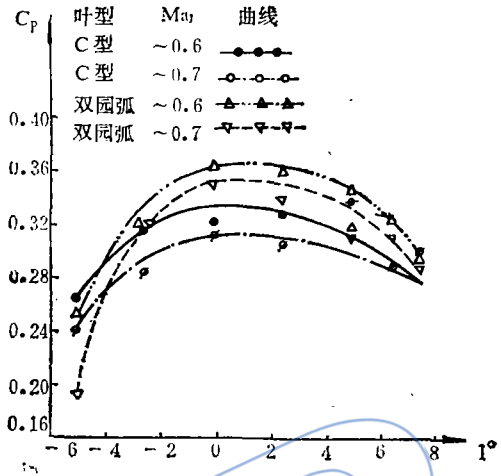


图 2 串列叶栅静压上升系数特性

3. 气流转角 $\Delta\beta$

由图 3 看出：(1)对不同叶型，不同 Ma_1 来说， $\Delta\beta$ 随 I 的增加而增加，这说明在 I 的试验范围内，气流落后角 δ 基本上是不变的；(2) C 型叶栅， $Ma_1 = 0.6$ 和 $Ma_1 = 0.7$ 时， $\Delta\beta$ 随 I 的变化十分接近，这是由于叶背处附面层的变化不大 (在 $I = 0^\circ$ 时， $\Delta\beta \geq 57^\circ$ ；当 $I = 6^\circ$ 时， $\Delta\beta = 63^\circ$)。 (3) 双圆弧叶栅， $Ma_1 = 0.6$ 和 $Ma_1 = 0.7$ 时， $\Delta\beta$ 亦随 I 的增加而增大， $I = 0^\circ$ 时， $\Delta\beta \geq 54^\circ$ ，当 $I = 6^\circ$ 时， $\Delta\beta = 60^\circ$ ，但当 $I > 6^\circ$ 时， $\Delta\beta$ 基本不再增加，且有下降趋势，这说明 $I = 6^\circ$ 的 $\Delta\beta$ 已达到了极限值；(4) 在相同的 I 下，C 型叶栅的 $\Delta\beta$ 比双圆弧叶栅的 $\Delta\beta$ 一般要大 $2^\circ \sim 3^\circ$ ，故在此试验条件下，C 型叶栅的转角特性较好。

4. 气流落后角 δ

由图 4 看出：(1) δ 基本上与 I 和 Ma_1 的变化无关；(2) C 型叶栅在两种 Ma_1 下的 δ 基本上是一致的，即 $\delta = 5.5^\circ$ ，这与通用的经验公式计算所得的 δ 是一致的；(3) 双圆弧叶栅在 Ma_1

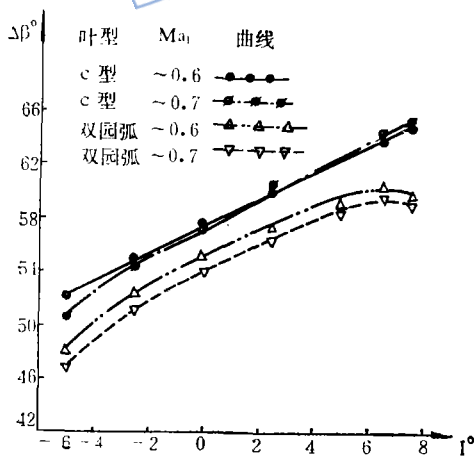


图 3 串列叶栅气流转角特性

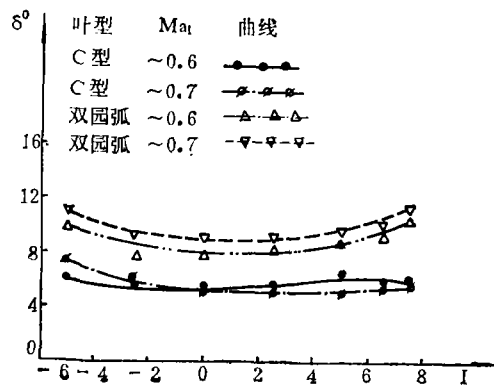


图 4 串列叶栅气流落后角特性

$= 0.6$ 时, $\delta = 8^\circ$, 而当 $Ma_1 = 0.7$ 时, $\delta = 9^\circ$, 可见 Ma_1 大时, 气流易于分离, δ 较大; (4) 双圆弧叶栅的 δ 一般比 C 型叶栅的 δ 大 $2^\circ \sim 3^\circ$, 可见在此试验条件下, C 型叶栅比双圆弧叶栅的性能好些。

5. 总压损失系数 $\bar{\omega}$ 与转角 $\Delta\beta$ 的变化

由图 5 看出: (1) 两种叶栅都有一个 $\Delta\beta$ 的最佳值, 即此时 $\bar{\omega}$ 为最小, C 型叶栅的最佳 $\Delta\beta$ 为 56° , 双圆弧叶栅的最佳 $\Delta\beta$ 为 54° ; (2) 两种叶栅, 在最佳 $\Delta\beta$ 时, Ma_1 大的 $\bar{\omega}_{min}$ 较大, 尤其是双圆弧叶栅在 $Ma_1 = 0.7$ 时, 最佳 $\Delta\beta$ 下的 $\bar{\omega}_{min} = 0.14$, 当 $\Delta\beta$ 再增加时, $\bar{\omega}$ 增加很快; (3) 在本试验条件下, C 型叶栅比双圆弧叶栅的 $\Delta\beta$ 大, $\bar{\omega}$ 小, 且工作范围宽广, 这是由于 C 型叶栅属高亚音叶栅, 而双圆弧叶栅为跨音叶栅, 所以在 $Ma_1 < 0.8$ 时, C 型叶栅的性能较好。但 $Ma_1 > 0.8$ 时, 经初步试验看出双圆弧叶栅的性能较好。

6. 本试验结果与 C. Sieverding^[8] 的双圆弧串列叶栅的试验结果对比

叶栅	项目	Ma_1	I	$\bar{\omega}$	C_p	δ
本试验		0.55~0.75	$-5^\circ \sim +7.5^\circ$	0.106~0.14	0.35	$5.5^\circ \sim 9^\circ$
C. Sieverding		0.5~0.7	$-8^\circ \sim +6.5^\circ$	0.11~0.12	0.40	$8.6^\circ \sim 9.1^\circ$

由上表可知, 两种试验的结果基本上是一致的, 只是由于叶栅相对位置的排列有所不同, 叶型叶栅参数有所不同, 而性能数据略有不同。

五、结 论

1. 两种叶栅都实现了大的 $\Delta\beta$, 同时又有合理的 $\bar{\omega}$ 和相当高的 c_p 。
2. $\bar{\omega}_{min}$ 值和 $c_{p_{max}}$ 值发生在大约相同的攻角 I 下。
3. 在 $Ma_1 < 0.8$ 时, C 型串列叶栅的性能比双圆弧串列叶栅的性能要好; 而 $Ma_1 > 0.8$ 时, 双圆弧叶栅的性能较好。
4. 本试验中串列叶栅的缝隙流道不一定是最佳值, 如能进一步调试, 可能获得更好一些的性能参数。

参 考 文 献

- [1] 吴国钊、庄表南、郭秉衡, “串列叶栅在航空发动机中的应用”, 中国工程热物理学会第三次学术会议论文, 1980.4。
- [2] Katsanis, T. and McNally, W.D., “FORTRAN Program for Calculating Velocities on a Blade-to-Blade Stream Surface of a Tandem Blade Turbomachine”, NASA TN D-5044, 1969.
- [3] Sanger, N.L., “Analytical Study of the Effects of Geometric Changes on the Flow Characteristics of Tandem-Blades Compressor Stators”, NASA TN D-6264, 1971.
- [4] Sieverding, C., “Experimental Data for Tandem Cascades in the High Subsonic Region”, VKI IN15, Sept. 1966.

(责任编辑 冯毓诚)

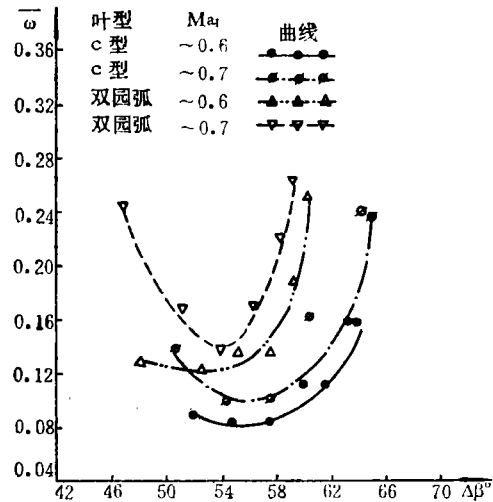


图 5 串列叶栅 $\bar{\omega} \sim \Delta\beta$ 的变化曲线

In the present work a small Kiel probe closely connected to a small pressure transducer was used. The probe was controlled by a computer to traverse rapidly across the exit flow in order to determine the variation in pitch-averaged total pressure loss coefficient along the span and with distance downstream.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON COMPRESSOR STATOR TANDEM CASCADES AT HIGH SUBSONIC SPEED

Zhuang Biaonan and Guo Bingheng

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

The experimental results of a certain compressor stator tandem cascade (abbreviated as C-cascade) which profile is approximate to C-4, and a double circular are tandem cascade at high subsonic speed are presented in this paper. These two types of cascade were tested in a cascade wind tunnel at free stream Mach number $Ma_1 = 0.55$ to 0.75 and incidence angles $I = -5$ to $+7.5$. The experimental results are illustrated as plots of the variations of air-turning angle $\Delta\beta$, static pressure rise coefficient c_p and total pressure loss coefficient $\bar{\omega}$ against incidence angle I . The optimum values obtained for both tandem cascades are as follows (for $Ma_1 = 0.7$):

	I	$\Delta\beta$	$\bar{\omega}$	c_p
C-cascade	0°	57.7°	0.106	0.31
double circular	0°	54°	0.136	0.35

TRANSIENT OPERATING LINE INDICATOR AND ITS APPLICATION

Wang Zongyuan and Fang Jinyan

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

A special instrument is presented for monitoring the transient process in a turbojet engine, which is called "transient operating line indicator". The instrument consists of analog computing circuits. It demonstrates the real-time flow