

鱼鳞纹叶栅试验研究

沈阳黎明发动机制造公司 苗润田** 王连贵
北京航空航天大学 高歌

【摘要】 鱼鳞纹叶栅临界马赫数比原型提高了 9.5%，减少了 46.9%，比直纹叶栅也减少了 10.7%。最大二元静压比比原型高 2.7%，比直纹叶栅高 1.17%。在原型叶栅不能达到的 $Ma_1=0.8$ 处，两种花纹叶栅均未堵塞。

主题词： 压气机 叶栅 减阻 试验
分类号： V232.4

1 前 言

压气机叶栅减阻试验研究,在取得直纹叶栅的显著效果^[1]之后,又进行了几项试验,其中鱼鳞纹叶栅效果最佳。鱼鳞纹叶栅试验与原型及直纹叶栅^[1]一样,都是在沈阳航空发动机研究所 A201C 近音速平面叶栅风洞上进行的。试验方法也相同。鱼鳞纹叶栅是在原型叶栅叶片表面加工出类似鱼鳞的花纹而成。进一步可将两种花纹用于同一叶片,能更大幅度提高,叶栅的气动性能,并且可以推广用到各种流体机械表面,在飞机、螺桨和各种叶轮机械中有效高的应用价值。

2 试验结果及初步分析

鱼鳞纹、直纹及原型叶栅的试验结果见 1~3 图和表 1。

表 1 3 种叶栅主要性能数据对比

叶栅	Ma	$\Delta\beta_{设计}$	$\delta_{设计}$	$(P_2/P_1)_{2Dmax}$	ξ_{min}	$\sigma_{\tau=0.5}(\%)$	Δi
原型	0.685	40.8°	6.7°	1.1810	0.0075	5.7609	10.0°
直纹	0.735	41.7°	5.8°	1.1987	0.0075	3.4261	10.4°
鱼鳞纹	0.750	41.1°	6.4°	1.2127	0.0077	3.0610	10.4°

综合图 1~3 和表 1 可以看出以下几点:

(1) 鱼鳞纹叶栅的临界马赫数 Ma 有更大幅度的提高。由表 1 可以得出,鱼鳞纹叶栅的临界马赫数比原型叶栅提高了 9.5%。从图 1 可以直观看出,在高马赫数下,两种花纹叶栅的总压损失系数均大大下降,当 $Ma=0.75$ 时,鱼鳞纹叶栅下降了近 2/3。在原型叶栅达不到的 Ma

1996 年 12 月收稿; 1997 年 5 月收到修改稿。
** 男 56 岁 高工 沈阳黎明发动机制造公司设计处 110043

$= 0.8$ 处, 两种花纹叶栅均未堵塞。此时鱼鳞纹叶栅的总压损失系数又较直纹叶栅低了很多。就是说, 在高马赫数下鱼鳞纹叶栅的损失最低。由图 1 还可以看出, 在低马赫数下鱼鳞纹叶栅的总压损失系数与原型叶栅相当。这说明鱼鳞纹叶栅的速度特性最好。

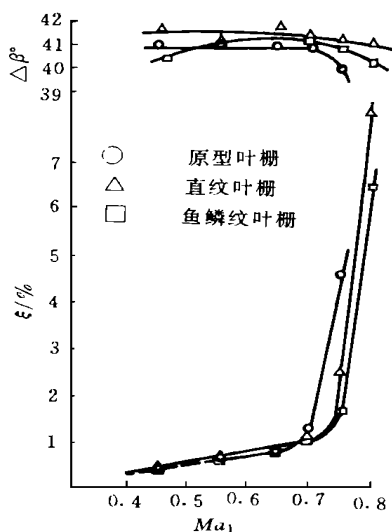


图 1 设计攻角下 ξ 及 $\Delta\beta$ 随 i 的变化

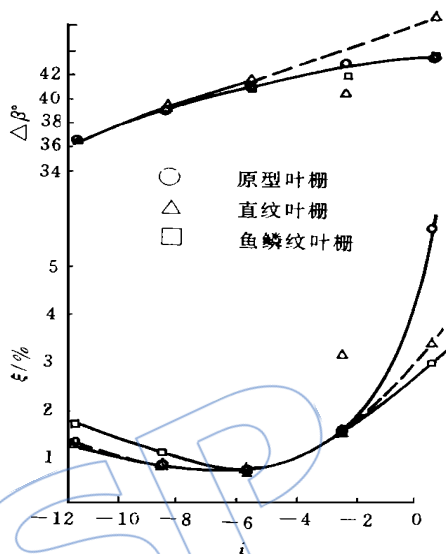


图 2 设计马赫数下 ξ 及 $\Delta\beta$ 随 i 的变化

(2) 大攻角下鱼鳞纹叶栅的总压损失系数 ξ 比直纹叶栅降低更多。从表 1 $\xi_{i=0.5}$ 栏中的数据和图 2 曲线的大攻角部分可以清楚地看出这一点。鱼鳞纹叶栅的 $\xi_{i=0.5}$ 比原型叶栅减小 46.9%, 比直纹叶栅减小 10.7%。此外, 鱼鳞纹叶栅还消除了直纹及其它一些叶栅存在的 $i = -0.25$ 时损失突增的现象。尽管这是平面叶栅特有的层流分离现象。由图 2 左半部的损失曲线可以看出, 当攻角小于设计攻角 ($i_d = -5.7^\circ$) 以后, 鱼鳞纹叶栅的总压损失系数增加较快。在大的负攻角下, 鱼鳞纹叶栅的总压损失系数明显高于另两种叶栅。

上述情况说明, 鱼鳞纹叶栅的攻角特性在大的正攻角下最好, 在大的负攻角下较差。

(3) 鱼鳞纹叶栅的最大二元静增压比 $(P_2/P_1)_{2D_{max}}$ 最高(见表 1, 图 3)。它比原型叶栅高 2.7%, 比直纹叶栅高 1.17%。从图 3 可以看出, 当进口马赫数小于 0.7 时, 3 种叶栅的二元静增压比基本在一条线上; $Ma = 0.7$ 时, 原型叶栅首先达到其最大静增压比。 $Ma > 0.7$

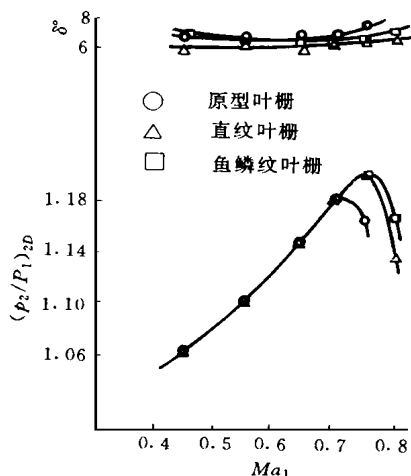


图 3 设计攻角下 $(P_2/P_1)_{2D}$ 及 δ 随 Ma 的变化

后, 两种花纹叶栅的静增压比继续上升, 到 $Ma = 0.75$ 时才达到各自的最大值。这与(1)中所述

高马赫数下两种花纹叶栅,特别是鱼鳞纹叶栅的总压损失系数大幅度降低是相对应的。

综上所述,鱼鳞纹叶栅在高马赫数、大攻角下所表现出的低损失和高压比的特性,充分体现出其承受高负荷的能力。鱼鳞纹之所以如此明显改善叶栅的气动性能,是因为鱼鳞纹呈菱形交叉排列,迫使气流形成纤细的双曲线涡丝网纹,抑制了附面层内的湍流,起到了减阻的作用,使叶片升阻比得到提高的结果^[2]。更细致的机理有待深入研究。它与直纹的减阻机理完全不同^[1, 3]。

(4) 由图 1~3 中上半部的曲线及表 1 中的数据可以看出,鱼鳞纹叶栅的气流转折角 $\Delta\beta$ 与之所对应的落后角 δ 比原型叶栅改善不大。这和预期的结果是一致的。

(5) 鱼鳞纹叶栅的最小总压损失系数 $\xi_{\min}$ 比原型叶栅略有增加(见表 1),约增加 2.7%。这与前面(2)中所述,在大的负攻角下鱼鳞纹叶栅的损失较大有关,因为 3 种叶栅的最小总压损失均出现在小于设计攻角的左边(见图 2)。

3 小 结

(1) 与原型叶栅相比,鱼鳞纹叶栅的临界马赫数提高了 9.5%,最大二元静增压比提高了 2.7%,大攻角下的总压损失系数($\xi_{i=0.5}$)降低了 46.9%,设计点气流转折角增加了 0.3°;设计点落后角减小了 0.3°;攻角范围增加了 0.4°;最小总压损失系数增加了 2.7%。具体数据见表 1。其综合性能优于直纹叶栅,是所试十余种叶栅中最好的一种叶栅。

(2) 鱼鳞纹和直纹可以用于同一叶片。由于作用原理和应用部位的区别,两种花纹同时使用时,其性能收益也应是叠加关系。二者的结合将会更大幅度提高叶片的气动性能。

(3) 鱼鳞纹、直纹以及二者的结合普遍适用于各种流体机械表面,在飞机、螺旋桨以及各种叶轮机械中具有较高的应用价值。

参 考 文 献

- 1 苗润田,王连贵,钱鲁泓,唐智明,高歌. 压气机叶片刻花纹试验研究. 航空动力学报, 1993, 8(2): 155- 157
- 2 Gao Ge and Yong Yan, The Rational Equations of Incompressible Turbulent Flow and Its Application to Simulation of Transition. Submitted to Physics of Fluids, 1997
- 3 苗润田,唐智明,王连贵,高歌. 压气机叶栅紊流减阻试验研究. 航空动力学报, 1991, 6(1): 13- 16

(责任编辑 魏星禄)

measurements of the overall performance and element performance, especially the blade tip flow prove that the treated casings enhance the compressor efficiency, but make slight loss of stall margin. According to analyzing the effects of each structural parameter on the compressor efficiency and stall margin, an optimization of primary geometric parameters has been found out. Then the effects of the grooved casing treatments on the performance of the compressor rotor have been revealed and some valuable conclusions have been reasoned out.

Key Words Compressors Cascades Treatment Efficiency

EXPERIMENTAL INVESTIGATION
OF FISH SCALE PATTERNED CASCADE

Miao Runtian and Wang Liangu

(Design Dept. Shenyang LIMING Engine Manufacturing Co., Shenyang 110043)

Gao Ge (4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT Several cascades with different patterns have been tested with the purpose of turbulence drag reduction in compressor cascade, after the straight patterned cascade obtained notable effects. The fish scale patterned cascade is the best of them. The main performance comparison is shown as follows:

Cascade	Ma_{cr}	$\Delta\beta_{design}$	δ_{design}	$(P_2/P_1)_{2Dmax}$	$\xi_{i=0.5}/\%$	Δi
reference	0.685	40.8°	6.7°	1.1810	5.7609	10.0°
straight pattern	0.735	41.7°	5.8°	1.1987	3.4261	10.4°
fish scale pattern	0.750	41.1°	6.4°	1.2127	3.0610	10.4°

The above test data indicate that most of performance indices of the fish scale patterned cascade, such as critical Mach number Ma_{cr} , maximum two-dimensional static compression ratio $(P_2/P_1)_{2Dmax}$ and total pressure loss coefficient at maximum attack angle $\xi_{i=0.5}$ are improved over the straight patterned cascade. The other performance parameters, namely attack angle range Δi , flow deflection angle at design point $\Delta\beta_{design}$ and corresponding deviation angle at design point δ_{design} , are superior to the reference cascade as well. It is particularly worth to point out that the fish scale pattern and the straight pattern can be together applied to the same blade to obtain advantageous performance.

Key Words Compressors cascades Drag reduction Experiment

CYCLIC CREEP ANALYSIS
OF TURBINE MONOCRYSTALLINE BLADE

Rao Shouqi and Wu Bin

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

Meng Chunling

(Beijing Institute of Light Industry, Beijing 100037)

ABSTRACT Stress cycling creep and stress-thermal cycling creep of monocrystalline turbine blade have been analyzed. The results are compared with static