

埋入式涡流发生器在亚音扩压器 分离流控制中的应用

南京航空学院 陈晓* 姜萍

【摘要】 本文介绍了在一个大宽高比大扩压角二元亚音扩压器中采用适当几何参数的凹型面埋入式涡流发生器有效地控制扩压壁和角落区域分离流的试验结果。并分析了该型式涡流发生器主要几何参数对扩压器性能的影响。还对该型式涡流发生器与常规翼型式涡流发生器进行了比较。

关键词: 涡流发生器 亚音扩压器 控制分离流

1 前言

常规翼型式和埋入式涡流发生器均是利用涡片后缘的流向涡以造成附面层内外部气流的强烈混合, 而达到控制附面层的分离。但前者的涡片高度 h 值必须相当于当地附面层厚度 δ 值才能起到控制分离的作用, 在附面层不发生分离时就会带来不可忽视的附加阻力。而后者涡片高度可小于附面层厚度, 埋在附面层内, 因而不仅附加阻力小, 占据的空间也小。文献 [1] 提出了一种凹条型式埋入式涡流发生器, 其 $h/\delta \approx 0.625$ 。本文在文献 [2] 的基础上, 进一步研究在大宽高比、大扩压角直壁二元亚音扩压器内凹型面埋入式涡流发生器控制分离流的效果及其主要几何参数的选择, 并与常规翼型式涡流发生器作比较。

2 试验及结果分析

试验在吸气式扩压器风洞中用二元单边直壁扩压器进行, 其扩压角 $\theta = 11.5^\circ$; 进口截面高度 $H_1 = 52\text{mm}$, 宽高比 $AS = 3.94$, 长高比 $L/H_1 = 4.42$ 。为固定附面层的转捩点, 在进口口装有附面层转捩带。进口截面核心流 $Ma_0 = 0.3 \sim 0.6$, 相应的 $Re = 3.5 \times 10^5 \sim 7 \times 10^5$ (以 H_1 为特征尺寸)。扩压器进口的附面层厚度 $\delta = 5\text{mm}$, 形状因子 $H = 1.33$ 。从其进口到出口, 上下壁面分别分布有 20 个静压孔。扩压器各截面的总压分布用一水平测压耙测量, 该耙可按要求的距离作水平和垂直方向的移动。压力测量采用美国制的 DPT 6400 型数字压力测试仪。

2.1 凹型面埋入式涡流发生器 (VG)

主要几何参数的选择

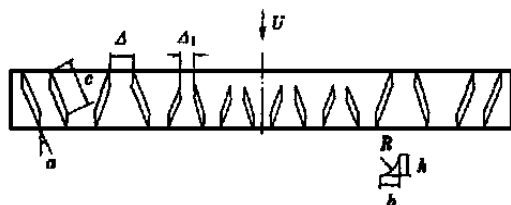


图 1 埋入式 VG 排列

选用图 1 所示的排列型式, 通道中间部分

安排四对反向旋转 VG 以消除中间区域的流动分离。在两个角落区域各安排二片同向旋转和

一对反向旋转涡片以消除其三元分离流。在左右两侧壁上各排列一片涡片，每一片都与相邻扩压壁上的涡片构成一对反向旋转涡片。涡片的几何形状也表示在图 1 中。以出口扩压壁面 C_p 值的改善效果来选择角落区域涡片的主要几何参数。对于中间区域，四对涡片的主要几何参数基本上保持不变。取涡片高度 $h=3\text{mm}$ ($h_1/\delta_1=0.6$)，间距 $\Delta_1=2.66h_1$ ，弦长 $C_1=4.5h_1$ ，安装攻角 $\alpha_1=18^\circ$ ；宽度 $b_1=h_1$ 。在 $Ma_0=0.3$ 的情况下，通过试验得出两边角落区域涡片主要几何参数对 C_p 值的影响。图 2 示出 $h/\delta=0.727$ 时 ($h=4\text{mm}$) C_p 值最高。增大 h 值，由于尾涡涡心高度太高和涡片自身附加阻力增加，使 C_p 下降，减小涡片 h 值，则由于尾涡涡心太低和涡强减弱也引起 C_p 减小。图 3 示出 $\alpha=18^\circ$ 时 C_p 值最高，这是尾涡强度与涡片自身附加阻力综合影响的结果。图 4 示出当 $L/\delta=10$ 时 (L 为涡片后缘到扩压壁初始分离点的距离)， C_p 达到最大值，增大 L/δ 值， C_p 稍有下降，当 VG 接近初始分离点时 ($L/\delta=0$)， C_p 值低于不装 VG 时的 C_p 。图 5 示出

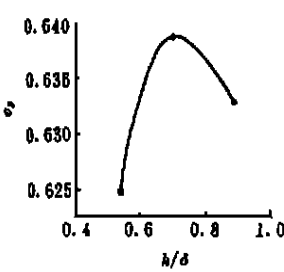


图 2 h 对 C_p 的影响

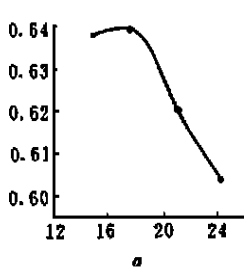


图 3 α 对 C_p 的影响

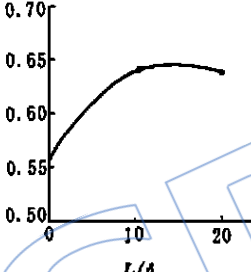


图 4 L/δ 对 C_p 的影响

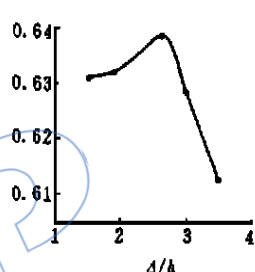


图 5 Δ 对 C_p 的影响

$\Delta/h=2.66$ 时 C_p 值最大，由于改变 Δ/h 值也改变了中间部分 VG 的间距，因此该图反映了全部 VG 间距的影响。由此选出最佳涡片的 $h/\delta=0.727$ ， $\Delta/h=2.66$ ， $L/\delta=10$ ， $\alpha=18^\circ$ 。

2. 2 埋入式涡流发生器对扩压器流动和性能的影响

流谱显示，一进入扩压，在右边角落区域就出现气流分离，左边气流从 $x/L_1=0.247$ 开始分离，左右分离区的高度在该处约为 10mm，而在出口截面分别为 35mm 和 40mm，约占出口截面高度的 35% 和 40%，中间区域的分离区高度约为 5mm。当装上述 VG 后，扩压壁面上的

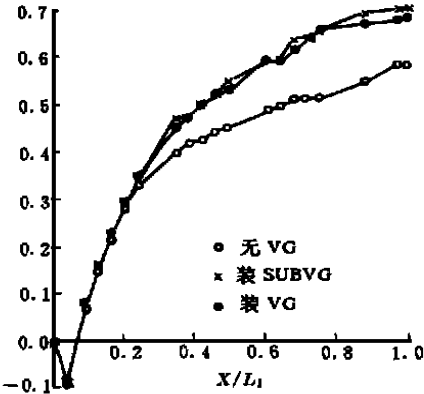


图 6 C_p 值沿程分布比较 ($Ma_0=0.6$)

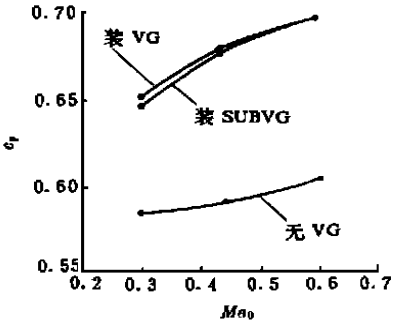


图 7 C_p 值随 Ma_0 的变化

流动分离完全消除，且丝线贴壁，流动很稳定。在角落处的流动分离也基本上消除，但丝线

还有摆动, 流动不很稳定。图 6 中 VG 和 SUBVG 表示常规翼型式和凹型面埋入式 VG, 在扩压壁前段, 有无 VG 的 C_p 分布几乎相同, 但在 $x/L_1 \div 0.24$ 以后, 有 VG 的 C_p 值愈来愈高于无 VG 的 C_p 值。图 7 示出 $Ma_0 = 0.3, 0.45$ 和 0.6 时, 装 SUBVG 的 c_p 值分别提高了 10%, 15% 和 16%。图 8 示出不装 SUBVG 时, 出口截面存在分离区, 尤其两个角落区域的分离区

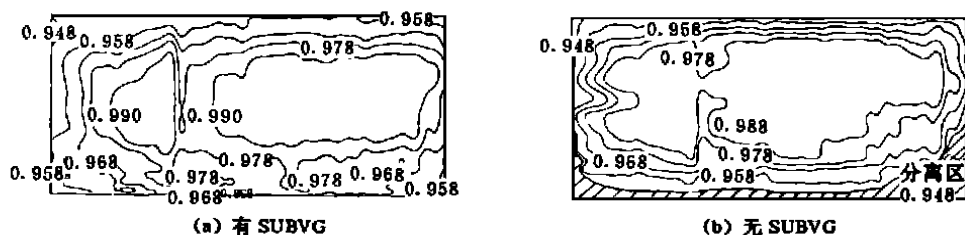


图 8 出口截面总压恢复分布

高度相当大。装 SUBVG 后, 消除了分离区, 扩压壁和角落处的总压恢复大大提高。出口截面的平均总压损失系数 $C_p^* = (P_0 - P_2) / q_0$, (P_0 和 P_2 分别为进口核心流总压和出口截面平均总压 q_0 为进口核心流总压) 从 0.178 下降到 0.169, 减小约 5%。

2. 3 凹型面埋入式与常规翼型式涡流发生器的比较

经过对常规翼型式 VG 试验选用图 9 所示的排列, 并优选其几何参数, 见表 1。两者之间差别较大的几何参数是 h 、 L 和 C , 这就是埋入式 VG 的应用特点。

表 1 二种型式 VG 的几何参数比较

几何参数	h/δ	h_1/δ_1	Δ/h	Δ_1/h_1	C/h (C_1/h_1)	L/δ	α (α_1)
埋入式 VG	0.727	0.6	2.66	2.66	4.5	10	18°
翼型式 VG	1.45	1.2	1.3 ~ 1.8	1.4	2	20	15°

本试验测得在无 VG、装翼型式 VG

和装埋入式 VG 三种情况下, 在 $Ma_0 =$

0.45 时 C_p^* 依次为 0.9938, 0.9886 和

0.9934。这说明在进口前等直段内, 埋入式 VG 几乎没有造成总压损失, 而翼型式

VG 则有一定的损失。其次, 由于埋入式

VG 的 L 较小, 在实际应用时, 对于那些在

起始分离点前没有足够距离的流动装置,

它又显示出其优越性。二种型式 VG 对扩

压器性能改善的比较可从图 6、7 看出, 二者的 C_p 分布曲线和扩压壁出口 C_p 值的差别极小。

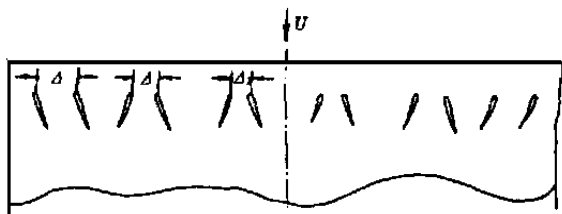


图 9 常规翼型式 VG 排列

参 考 文 献

- 1 Kao D M, Kariya T T. Boundary-Layer Submerged Vortex Generators for Separation Control—An Exploratory Study. A-IAA 88-3546-CP, 1988
- 2 陈晓, 何文岳. 大宽高比 S 弯扩压器流动特性和流动控制. 推进技术, 1991, (6)

NUMERICAL ANALYSIS OF 3-D TURBULENT FLOWS IN 90 °BENDS

Xi Guang, Shang Hong, Wang Shangjin (*Xian Jiaotong University*)

ABSTRACT

The 3-D turbulent flows in 90 °bends with different cross-sections have been analyzed with incompressible, time-averaged N-S equation. The capability of k - ϵ turbulence model for predicting the flow field with very strong curvature has been verified by the pipe bend ($R/D = 0.87$) experimental data made by the authors. Calculations of 3-D flow field in a 90 °duct bend and a 90 °pipe bend are presented. The results show that, before occurrence of the low velocity area formed mainly by the interchange of secondary flows near the inner wall, the mean velocity field predicted by the k - ϵ turbulence model is proved in reasonably good agreement with the experimental data even though the curvature of bends is very strong. But as soon as the above-mentioned low velocity area appears, the prediction accuracy of the k - ϵ turbulence model greatly drops down.

APPLICATION OF SUBMERGED VORTEX GENERATORS FOR SEPARATION CONTROL OF A SUBSONIC DIFFUSER

Chen Xiao and Jing Ping (*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

The effects of the main geometrical parameters of the submerged vortex generators on the diffuser performance are analysed. A combination of corotating and counter-rotating vortex generators was used in the study. In the center part of the channel, four pairs of counter-rotating vortex generators were used to eliminate the flow separation. At the two corners, two corotating vortex generator blades and one pair of counter-rotating blades were used respectively to improve the three-dimensional separation flow fields in these corner regions. The experimental results show that the static pressure recovery coefficient C_p is enhanced remarkably and the total pressure loss is also reduced, if the geometrical parameters and the location of the vortex generators are selected properly. A comparative study between the submerged vortex generators of concave shape and the conventional vane-type vortex generators is also presented. Both of them have almost the same efficiency for separation control, but the parasitic drag of the former is less due to its submergence in the boundary layer; and it is convenient for practical application because its distance to the separation starting point on the diverging wall of the generator is much shorter.

TURBOFAN WITH A SMALL BYPASS RATIO FOR FIRST STAGE OF A TWO-STAGE TO-ORBIT VEHICLE

Yang Kaitian (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

As turbomachinery is superior to rocket and ramjet at lower flight speed, a computational analysis of five sorts of hydrogen-fueled turbomachinery, i. e. ATR engine, rocket fan, tip turbine fan, two-spool hydrogen expander engine and turbofan has been accomplished. The results show that the turbofan with small bypass ratio is superior to the others in the performance at flight Mach number below 3.5. After choice of better cycle parameters, further performance calculation of the turbofan has been carried out. The total residual thrust of six engines is shown to be more than 411.88kN at flight Mach number below 3.5. It is indicated that the specific impulse of the engine is more than 31.63kN · s/kg at flight mach number below 3.5 and 73.55kN · s/kg at flight Mach number below 0.9 respectively. This type of turbofan combined with a ramjet is proved to be suitable for a powerplant