

涡流发生器在二元亚音扩压器 角落流动控制中的应用

陈晓 方良伟 罗元俊

摘要

本文介绍了在最佳扩压规律的二元单边凹壁亚音扩压壁上气流接近于分离,而角落区域气流有倒流的情况下,采用适当结构参数的叶片式涡流发生器消除角落区域气流分离和改善扩压壁面流动以达到提高扩压器压力恢复系数,减小出口截面流场畸变和动态总压脉动的试验研究结果。文章分析了叶片式涡流发生器主要结构参数对扩压器性能的影响。

主题词: 亚音速进气道, 涡流发生器, 分离流, 控制

一、引言

由于飞行器总体布局和结构重量的限制不能选择最佳形状的亚音扩压器,往往采用大扩压角和大转弯的内通道,这些就会引起扩压器内气流的分离,特别是对于二元扩压器的角落区域^[1],而且气流脉动比较大。为了消除或减小在扩压器中的流动分离,目前广泛采用叶片式涡流发生器^[2, 3]。我们也曾用同向旋转叶片式涡流发生器来改善S弯亚音进气道中流场不均匀性和二次流损失^[4]。叶片式涡流发生器就是安装在扩压器壁面上一定数量和一定型式的一组小叶片。当气流流过时,便在其的后缘产生尾涡,由尾涡对气流的诱导速度使附面层内低能气流离开壁面,并对靠近壁面的气流增加能量,从而达到消除或延迟分离。

本试验研究是针对小展弦比最佳扩压规律的二元凹壁亚音扩压壁上气流接近于分离,而角落区域有气流分离的情况,采用适当结构参数的涡流发生器控制角落区域的分离和改善扩压壁面流动以达到提高扩压器压力恢复系数,减小出口流场畸变和动态总压脉动的结果。为二元扩压器角落区域流动控制提供有用的参考资料。试验是在一小型吸气式扩压器风洞中进行的,扩压器进口核心流 M 数变化范围为 $0.3 \sim 0.7$,其相应的雷诺数变化为 $3.3 \times 10^5 \sim 8 \times 10^5$ (以扩压器进口高度为特征尺寸)。试验的扩压器模型是二元单边曲壁扩压器,其面积是按指数曲线变化,这种型式扩压器的特点是扩压壁为凹曲壁,在扩压器进口处扩压率最大,扩压器的面积变化最剧烈,其扩压率沿着流动方向而减小。其面积变化规律是按在整个扩压壁面上(从进口到出口)气流都接近于分离,即壁面剪切应力最小而设计的。因此,该扩压器的压力恢复系数最高。扩压器的长度与进口高度之比为6.35,进口展弦比为1.33,扩压器出口面积与进口面积比为2.08。

二、试验结果与讨论

1. 试验扩压器的流动特点

试验扩压器的面积变化是属于最佳静压恢复系数 C_p 的扩压规律 ($C_p = (p_2 - p_1)/q_1$, p_1 和 p_2 分别为进出口截面扩压壁上的静压, q_1 为进口截面核心流的动压)。该扩压器的性能比在相同进出口面积、长度以及进口条件下其他扩压规律如 $dM/dx = \text{常数}$ (M 为马赫数, x 为轴向坐标)、 $dA/dx = \text{常数}$ (A 为通道面积)的扩压器性能都高。通过在扩压器内贴丝线观察其流动情况,发现当进口核心流 M 数为0.5, 0.7时,在 $x/L = 0.068 \sim 0.532$ (x 为离扩压器进口的轴向距离, L 为扩压器总长度)的长度范围内,在扩压壁的左右二个角落区域出现明显的气流倒流,但当进口 M 数为0.3时角落区域的倒流范围减小。且贴在扩压壁面上的丝线都不是很附着壁面而是有翘起,这也说明在扩压壁上的流动是处于接近分离的流态。通过用扁平形附面层总压探针测量各截面中心线处垂直于壁面的平均速度分布,表明在 $x/L = 0.201$ 处的扩压壁面上出现分离,但分离区高度很小。

2. 涡流发生器结构参数的选择

根据该扩压器角落区域气流出现明显倒流以及小展弦比的特点,要进一步改善其性能只能从控制角落区域流动着手,因此首先将涡流片安装在接近角落处,并以对 C_p 值的改善效果来选择涡片各结构参数。

图1(a)是涡流片在扩压器进口截面通道内的安装示意图,图1(b)为涡流片在扩压壁面上的排列图, h 为涡流片高度, c 为涡片弦长, α 为涡流片相对于气流流动方向的攻角, s 为相邻涡片之间的间距, θ 为角落一对涡片后缘的安装角(图1(c))。为了改善角落区域的流动,角落涡片要按图1(b)中所示的方向安装,这样所产生的尾涡旋转方向才能将角落外的高能气流旋进角落,并将角落内的低能气流扫出。从扩压器进口截面 M 数为0.3的大量试验结果得出下面各结构参数对 C_p 值的影响。

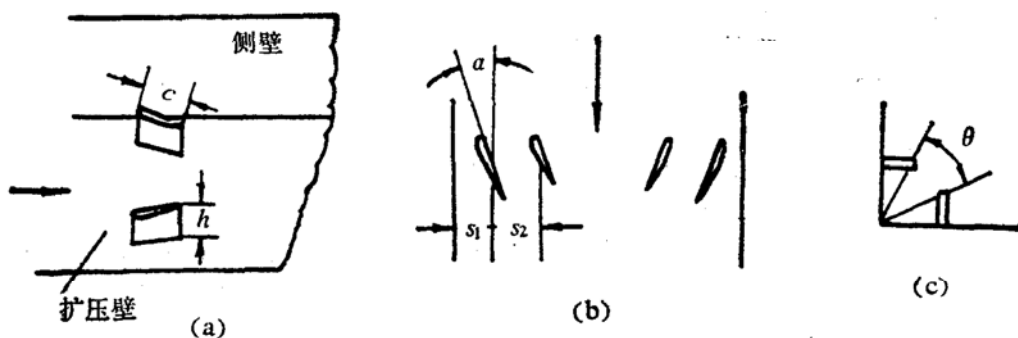


图1 涡流发生器安装示意图

在扩压器进口截面前某处的4个角落安装8片涡流片,研究其主要结构参数对 C_p 值的影响。首先用 h_1/δ_1 无因次参数来表示角落涡片高度, h_1 为角落涡片的高度, δ_1 为扩压器进口接近两侧壁处扩压壁面的附面层厚度,由试验得知,只要涡片高度接近于进口截面附面层厚度 ($h_1/\delta_1 = 0.7 \sim 1.0$),涡片高度对 C_p 的影响不明显。图2是涡片轴向安装位置对 C_p 值的影响(图中VG表示涡流发生器), l 为涡片后缘到扩压器进口的距离, l 对 C_p 值的影响比较大,

当 $l = 0$ 时（即涡片装在扩压器进口处），由于初始尾涡涡流强度弱，涡流发生器不仅不能改善扩压器的性能，而且还由于涡片本身阻力使性能下降。但如果涡片安装位置离进口太远，则尾涡在扩压器内的有效作用距离减小，对扩压器性能的改善不明显。从曲线看出 $l = 70\text{mm}$ 时， C_p 值最高，即当涡片离扩压器内角落分离区起始点的距离约为进口附面层厚度 δ_1 的9倍时，尾涡控制角落区域分离的效果最佳。角落涡片安装角 θ 对 C_p 的影响表示在图3中，从图看出 C_p 值随着 θ 值的增加而增加，但当 $\theta = 37^\circ$ 以后 C_p 值不变。 θ 值太小，角落两涡片靠得太近，形成的尾涡相互干扰。当然，涡片离角落太远，尾涡对角落区域的加能作用也将消失。

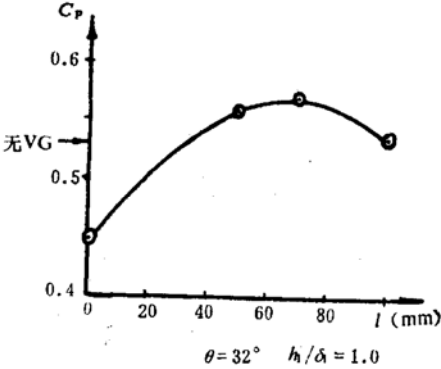


图2 角落涡片轴向安装位置对 C_p 的影响

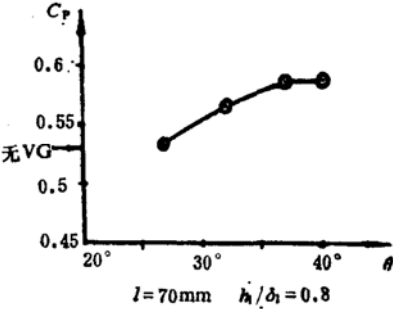


图3 角落涡片安装角对 C_p 的影响

除了以上对角落涡片的结构参数进行研究外，我们还对扩压壁面中间区域涡片型式和结构参数进行试验。表1列出涡流发生器型式对 C_p 的影响，从表看出在二种间距情况下，中间涡片与角落涡片构成同向旋转涡流发生器的 C_p 值都较高，这是由于同向旋转涡片加强了对角落区域的加能作用。此外，通过试验选择恰当的中间涡片的高度 h_2 和间距 s_2 。所选择的最佳涡片结构参数为 $l/\delta_1 = 9$ ， $h_1/\delta_1 = h_2/\delta_2 = 0.8$ （ δ_2 为扩压器进口截面中间处的附面层厚度）， $\theta = 37^\circ$ ， $s_2/h_2 = 1.4$ 。而涡流发生器的其它结构参数根据以往的试验经验取攻角 $\alpha = 15^\circ$ ，展弦比 $h/c = 0.5$ ，厚度 $t = 1.0\text{mm}$ 。图4是涡流片在通道内各壁面上的排列图。

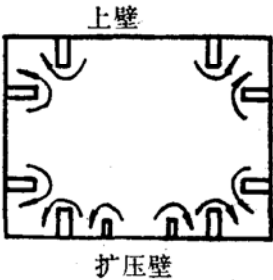


图4 涡流片安排示意图

表1

s_2/h_2	涡流片安装型式	C_p
1.71	同向安装	0.593
	反向安装	0.567
2.1	同向安装	0.583
	反向安装	0.567

3. 涡流发生器对扩压器流动和性能的影响

对流动影响：从壁面上丝线流谱观察到在安装上述所选择的涡流发生器后，在扩压器进

口 M 数为0.3~0.7的情况下,只在 $x/L = 0.068 \sim 0.135$ 范围(离进口距离为20~40mm)的角落小区域内有分离,即角落区域的分离从原来无涡流发生器的长度范围140mm缩小到20mm。在扩压壁面上的流态从无涡流发生器时丝线翘起变到有涡流发生器时完全附着,特别是消除了 $x/L = 0.201$ 附近的扩压壁面分离现象。图5画出 $M_1 = 0.3$ (M_1 为进口核心流马赫数), $x/L = 0.201$ 截面处接近左右侧角落处(离侧壁14mm)的扩压壁上速度分布图,

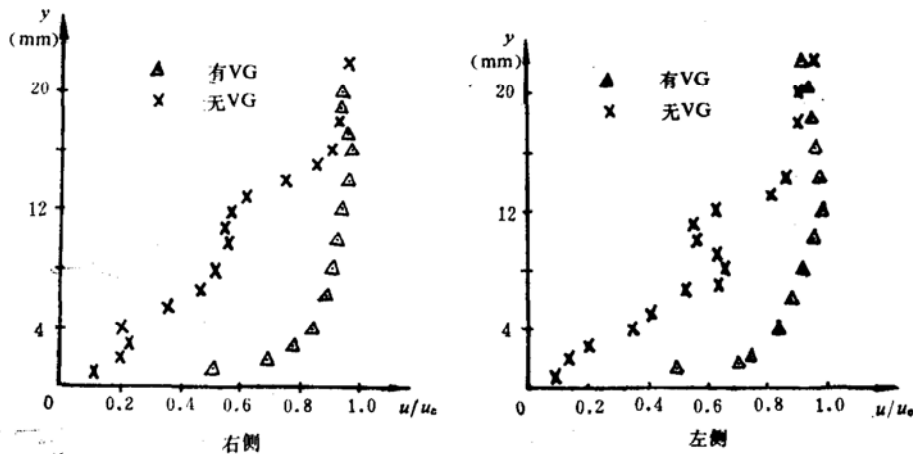


图5 $x/L = 0.201$ 截面处扩压壁上速度分布图

从图看出安装涡流发生器后角落区域附面层内速度分布有明显改善,其它截面也有类似的速度分布。在扩压壁中心线处附面层内层区域的速度分布改善也可从图6看出,由于装涡流发生器后附面层内层区域速度分布较饱满使得在扩压壁上的流动从接近分离变为完全附着。

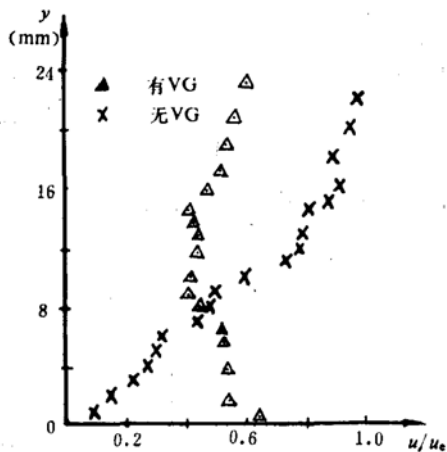


图6 $x/L = 0.334$ 截面扩压壁中间处速度分布图

装涡流发生器后角落区域流动的改善和截面流场趋向均匀还可从进口 M 数为0.3的出口截面处的总压比值(当地总压比进口截面核心流总压)分布图7看出,装涡流发生器后核心流区域变小,接近四周壁面,特别是四个角落区域的总压比值提高,从0.974提高到0.980~0.984,流场比较均匀,截面平均总压也有所提高。

对性能影响:图8画出在 $M_1 = 0.7$ 时,有无涡流发生器 C_p 沿着流动方向的变化曲线,装涡流发生器后沿程的 C_p 值都有所提高。在不同 M_1 下,有无涡流发生器扩压器出口截面 C_p 值的比较在图9中表示,当 $M_1 = 0.3$ 时,装

涡流发生器后 C_p 值增加14%,当 $M_1 = 0.7$ 时, C_p 值增加17.5%。这说明用涡流发生器控制角落流动所得到的性能改善效果是相当明显的。用出口截面总压畸变指数 $\bar{D} = (P_{2\max} - P_{2\min}) / \bar{P}_2$, $P_{2\max}$ 和 $P_{2\min}$ 分别为出口截面最大和最小总压值, $\bar{P}_2$ 为出口截面面积平均总压)表示出口截面流场的均匀程度,当 $M_1 = 0.3$ 时, $\bar{D}$ 从没有涡流发生器的0.028下降到有涡流发生器的0.0207,减小了26%。

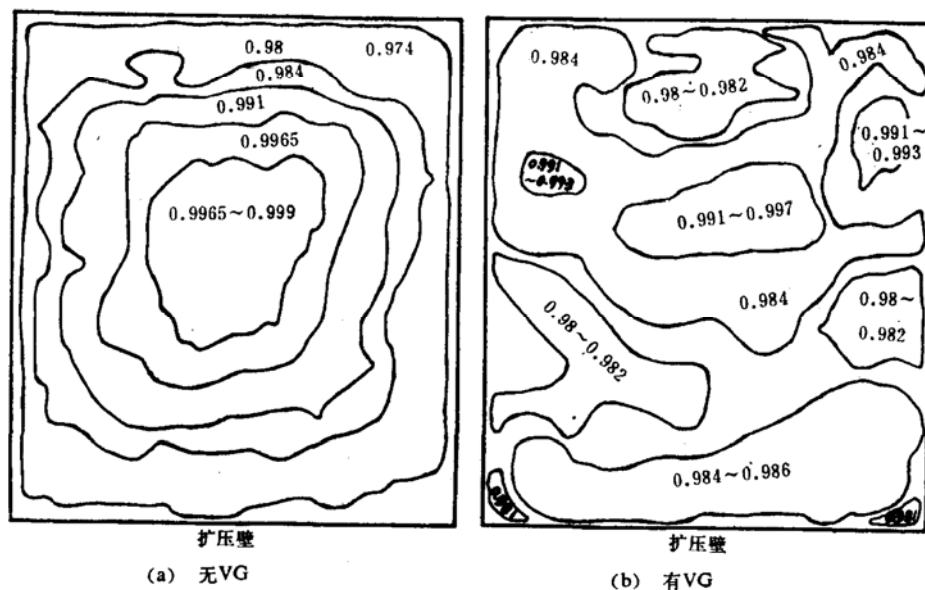


图7 出口截面总压比分布图

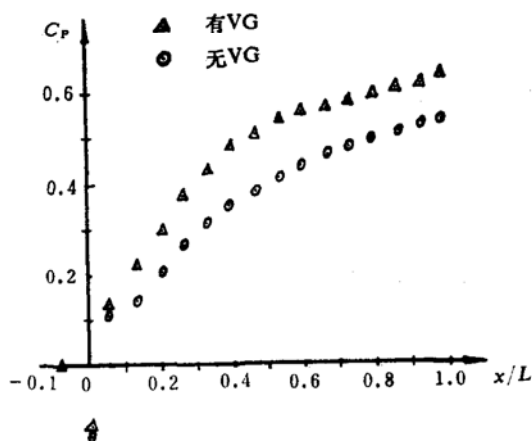


图8 $M_1 = 0.7$ 时, C_p 随 x/L 的变化

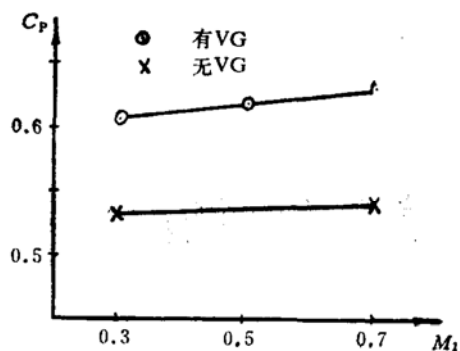


图9 C_p 随 M_1 的变化

此外,用高频响小型动态压力传感器测量扩压器各截面中心线处沿着垂直于扩压壁方向的脉动总压均方根值分布来瞭解装涡流发生器后扩压器内脉动总压量分布的变化。图10所示为不装涡流发生器时,从扩压器进口到出口四个截面上脉动总压紊流度值($\sqrt{\overline{P'^2}}/q_1$, $\sqrt{\overline{P'^2}}$ 为脉动总压均方根值)沿着 Y (离扩压壁的距离)的变化,各截面的最大脉动总压紊流度随着流动方向而增加,但 $x/L = 0.983$ 的出口截面例外,且在最大脉动总压紊流度下的 Y 值也随着流动方向而增大。装涡流发生器后相应的脉动总压紊流度值分布表示在图11上,在扩压器进口前($x/L = -0.033$)的最大紊流度值最大,以后各截面均下降,且变化不大。比较以上两图可看出,除了第一截面以外,在其它各截面有涡流发生器的最大紊流度值都比

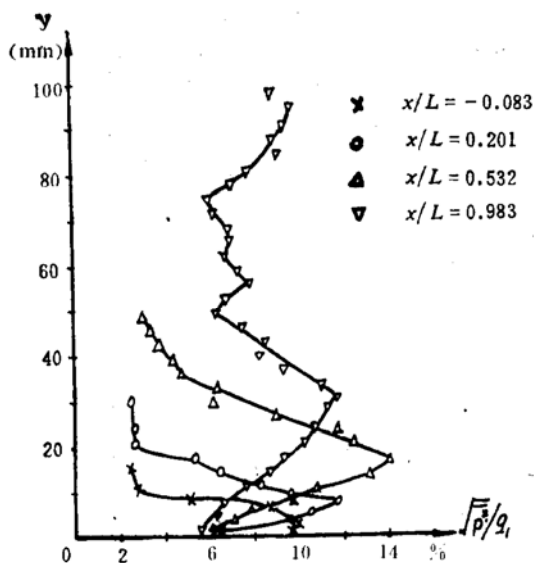


图10 无VG时,各截面脉动总压系数流度分布图

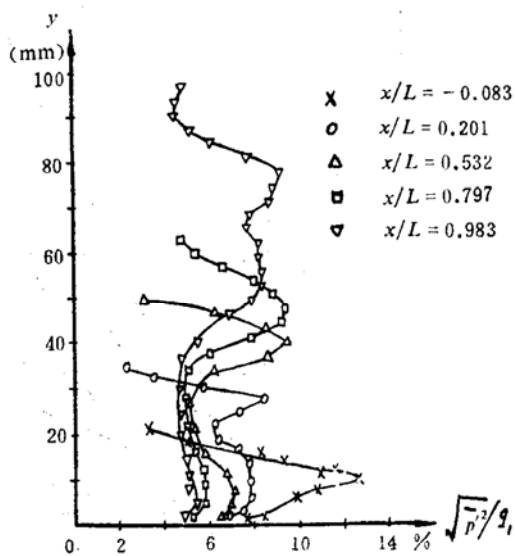


图11 有VG,各截面脉动总压系数流度分布图

没有涡流发生器的小,装涡流发生器后出口截面的最大紊流度值明显下降,从原来的11.9%下降到9.2%。在出口截面处有无涡流发生器的最大脉动总压信号时间历程、功谱图表示在图12上,可以看出装涡流发生器后最大总压脉动幅度和功谱图曲线以下所包围的面积大小都减小。

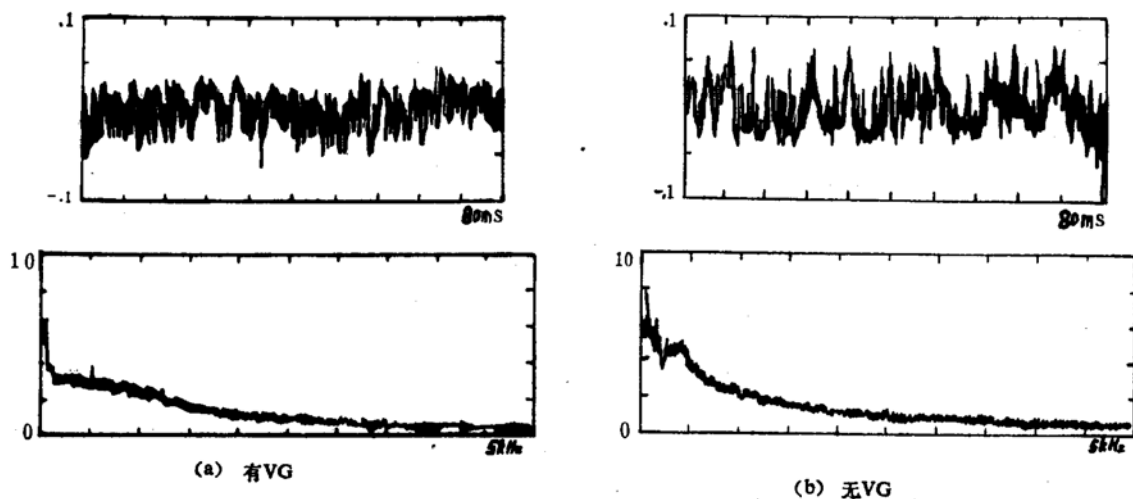


图12 出口截面最大脉动总压时间历程和功谱图

三、结 论

1. 在最佳扩压规律的二元凹壁亚音扩压壁上气流接近于分离,而角落区域有气流倒流的情况下,在四个角落区域安装适当结构参数的涡流发生器可大大消除角落区域的气流分

离,从而提高了扩压器的静压恢复系数,改善了扩压器出口流场的均匀性。

2. 在扩压壁上安装与角落涡片构成同向旋转的适当结构参数的涡流片可以进一步改善角落区域的流动,使扩压器静压恢复系数进一步提高。

3. 安装涡流发生器后不仅改善了扩压器稳态性能 ($M_1 = 0.3$ 时 C_p 提高 14%, $\bar{D}$ 下降 26%; $M_1 = 0.7$ 时 C_p 提高 17.5%) 而且使扩压器出口最大脉动总压紊流度下降 21.4%。

参 考 文 献

- (1) Gessner, F. B., Chan, Y. L.: Flow in a Rectangular Diffuser with Local Flow Detachment in the Corner Region, Trans. of the ASME J. of Fluids Engineering, Vol. 105 June 1983.
- (2) Neumann, H. E., Povinelli L. A., Coltrin, R. E.: An Analytical and Experimental Study of Short S-Shaped Subsonic Diffuser of a Supersonic Inlet, AIAA Paper No. 80-0386, 1980.
- (3) Senoo, Y., Nishi, M.: Improvement of the Performance of Conical Diffusers by Vortex Generators, Trans. of the ASME J. of Fluids Engineering March 1974.
- (4) Chen Xiao, Fang Liangwei: Application of Vortex Generators in Flow Control of the Inlet, ASME Paper 85-IGT-74.

(上接第38页)

参 考 文 献

- (1) 王震鸣, 刘国玺, 吕明身: 各向异性多层扁壳的大挠度方程, 《应用数学和力学》, 第 3 卷, 第 1 期, 1982 年 1 月。
- (2) 周承倜: 《薄壳弹性稳定性理论》, 第一版, 国防工业出版社, 1978 年 12 月。
- (3) 周承倜, 周建平: 《非线性稳定性理论》, 下册, 《应用数学和力学》讲座讲义 (第三十一期), 杭州, 1984 年 4 月。
- (4) 刘锡礼, 王秉权: 《复合材料力学基础》, 第一版, 中国建筑工业出版社, 1979 年 12 月。
- (5) [美] R. M. 琼斯著, 朱颐龄等译校: 《复合材料力学》, 第一版, 上海科学技术出版社, 1981 年 6 月。
- (6) 周承芳: 玻璃纤维缠绕复合材料旋转壳体的弹性系数计算, 《大连工学院报》, 第 21 卷, 第 2 期, 1982 年 6 月。
- (7) 郭明: 复合材料圆柱壳轴压临界载荷计算, 《固体火箭推进》, 1982 年第 2 期。
- (8) 刘丽娜: 碳/环氧复合材料圆柱壳在联合载荷作用下临界值的计算与分析, 《复合材料应用技术交流会论文集》, 航天部华北技术交流站, 1985 年 10 月。
- (9) 王震鸣, 戴涪陵: 正交各向异性的多层, 夹层和加筋扁壳的弯曲、稳定和震动, 《力学学报》, 1983 年 9 月第 5 期。
- (10) Uemura, M. et al.: Coupling Effect on Axial Compressive Buckling of Laminated Composite Cylindrical Shells, 《Progress in Science and Engineering of Composite》, ICCM-IV, Tokyo, 1982.
- (11) 平野阳一: 《日本航空宇宙学会志》, Vol. 32, No. 360 1984.

PROGRESS IN DOMESTIC RESEARCH ON SUBSONIC AND TRANSONIC S-SHAPED INLET USED IN MISSILES

Dong Songye

Abstract

The present paper briefly reviews the domestic research work, during past ten years, on subsonic and transonic S-shaped inlet used in missiles and summarizes some progress in recent years in inlet design, numerical methods for the calculation of flow fields inside and outside inlet, inlet/engine compatibility, measuring and testing technology, and data processing etc. Up to now, the basic design criterions, the methods to determine the inlet/engine compatibility conditions in test and the simulation of coming air flow conditions have been proposed, and numerical methods have been used in choice of the shapes of the lips and the turning passage, and the methods for measuring the outlet pressure pattern under stable conditions and the corresponding data processing have also been studied. The total pressure recovery $\sigma = 0.98 \sim 0.99$, total pressure distortion $DC_{60} = -0.20 \sim -0.30$ and total pressure nonuniformity $\overline{D} = 5\%$ are obtained at highsubsonic speed with fineness ratios of $3.5 \sim 5$ and axis deflection angles of $35^\circ \sim 38.5^\circ$.

Keywords: Subsonic inlet, Transonic inlet

APPLICATION OF VORTEX GENERATORS IN CORNER FLOW REGION OF TWO-DIMENSIONAL SUBSONIC DIFFUSER

Chen Xiao Fang Liangwei Lo Yuanjun

Abstract

The test results of some proper-designed vortex generators for eliminating flow separation in the corner region of a two-dimensional diffuser are presented. A divergent concave-shaped surface is chosen as the wall of the diffuser. The experimental results show that the pressure recovery is increased and the total pressure distortion and total pressure fluctuation at the exit of the diffuser are decreased for the proposed diffuser. The effects of the constructional parameters of the vortex generators on the performance are discussed.

Keywords: Subsonic inlet, Vortex generator, Separated flow, Control