

S 弯进气道旋流缩涡实验研究

上海交通大学 翁培奋* * 南京航空航天大学 郭荣伟

【摘要】 本文提出的旋流缩涡法采用了一种结构简单的缩涡器, 是一个金属薄片弯成的框架。这个缩涡器框架被安置在进气道喉道前, 通过 4 个薄片固定在模型上。实验研究表明: 该法可缩小由 S 弯进气道进口分离所造成的单涡旋流作用范围, 并提高出口截面平均总压系数。

主题词: 进气道 气场 畸变

分类号: V 228.71 C231.3

1 引言

根据实验结果^[1], 证明所有战斗机常用的 S 弯进气道基本上产生两种幅度不同的涡分量: 单涡和双涡。研究 S 形进气道在有攻角下旋流特性, 以及如何有效地抑制旋流, 是设计良好进气道所必不可少的一项基础性研究。文献[2]对一个具有典型飞机进气道比例的 S 形管道中的气流流动提供了依据。文章重点在旋流方面, 对旋流的产生、发展及防旋措施等做了研究。文献[3]中提出了一种叫做有源涡控方法, 通过抽除或吹除的方法, 尽可能地根除进气口涡源处所产生的整体涡, 消除由整体涡发展起来的旋流。在文献[4]中, 作者用自动可调叶片方法对 S 弯扩压器内旋流进行了控制, 发现了使旋流系数为零的最佳可调叶片角度。本文采用旋流缩涡器法对 S 弯进气道中旋流作用进行了实验研究。

2 实验模型和内容

实验模型为一矩形截面 S 弯扩压器, 其主体由 5 部分所组成: 可变角度的进口导流段、第 1 弯段、中间直管段、第 2 弯段和后部直弯段。进口导流段设有可更换部分, 能使气流导流角从 0° 变为 5°、10°、15°、30°、45°、60°。为得到均匀进气流场, 导流段进口采用了 $\rho = 60\sin 2\alpha$ 的双扭线外形。整个模型当量扩张角为 3°。在扩压器喉部面积为 $110\text{mm} \times 84\text{mm}$ 情况下, 出口面积正好为 $110\text{mm} \times 110\text{mm}$ 。从进气口向下游看, 本模型如同飞机右弦进气道。扩压器模型被安置在一具有良好抽吸能力的吸气式风洞中。模型和吸气式风洞间还有一段相当于 3 倍出口当量直径的方转圆转接段, 尽可能减少下游对实验的影响。

旋流缩涡器法是一金属薄片框架结构。缩涡器安装在进气口喉道前沿处, 通过 4 片厚 1mm、宽 30mm 的小薄片与模型相连接, 起到固定作用。安装时保证缩涡器和模型壁面间的距离相等。此处定义: 无量纲宽度 $W_{id} = (\text{缩涡器薄片与模型壁之距离}) / \text{喉道宽度}$ 。缩涡器可从模型上任意装拆, 以更换不同几何尺寸。缩涡器几何尺寸有 7 种: 即 W_{id} 分别为 0.0595、0.119、0.1786、0.2381、0.2976、0.3571 及十字结构。缩涡器结构使用的材料是厚度不到 0.8mm 的

镀锌金属片。为减少流动总压损失,设计中把这些薄片前、后缘加工成了尖楔体。

实验研究了缩涡器几何尺寸和导流角对旋流流场的作用效果。模型壁面静压由静压孔感受,管道出口气流压力场由三孔探针的水平耙和垂直耙感受。通过测耙联合测量,就能较准确地得到出口截面 3 个速度分量及气流总压值。模型上的气流压力通过两台 DPT 6400 数字压力扫描阀接收,并用 PC 386 采集处理成所需图形。实验是在南航进气道研究室中的吸气式风洞上完成的,来流喉道速度为 93 m/s ,进口总压为一个大气压。

3 结果与讨论

实验中测量了缩涡器几何尺寸和气流导流角对气流流动控制的影响。

图 1(a) 给出了 60° 进口导流角下 S 弯进气道出口截面横向旋流矢量图。由于进气口下壁面产生了严重气流分离,以及弯曲管道横截面压力梯度影响,管道进口处生成了一个较强的固体涡。这个涡的生成与发展,导致了出口截面上顺时针不对称旋流(右舷进气道为顺时针方向)。从图上看,这个横向旋流较强,且涉及整个横截面。采用缩涡器法后,可以看到管道出口旋流作用范围减小,如图 1(b) 所示。缩涡器的存在改变了进气口压力场,这样,出口旋流被挤到了下壁面靠内侧位置。气流在有攻角下进入进气道,因受到缩涡器上导流板的作用向下方流动,使附面层分离区内气流沿壁面方向得到了动量增长,降低了当地气流攻角,缩小了进口分离区。随着参数 W_{id} 的增大,直至极端状态为交叉十字结构时,旋流作用又越来越大(如图 1(c) 所示)。这结果说明参数 W_{id} 有个最佳选择,过小或过大,出口旋流都没有多大改变。本实验结果给出,参数 W_{id} 值为 0.1190 。图 2 是缩涡器的工作原理示意图。

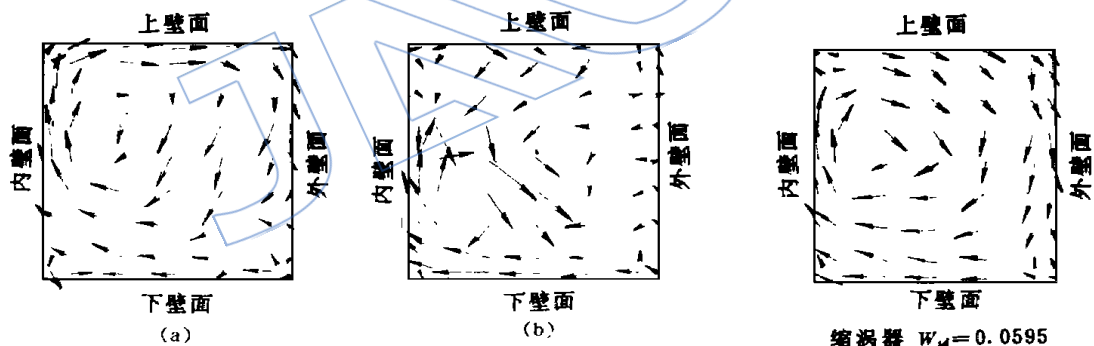


图 1 出口横向速矢(a)没有缩涡器(b) $W_{id} = 0.119$ (c)缩涡器十字架

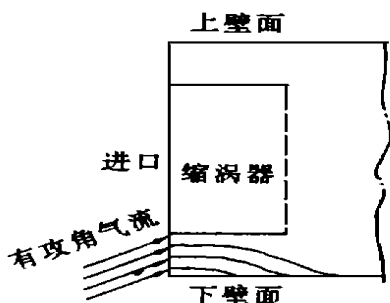


图 2 缩涡器工作原理图

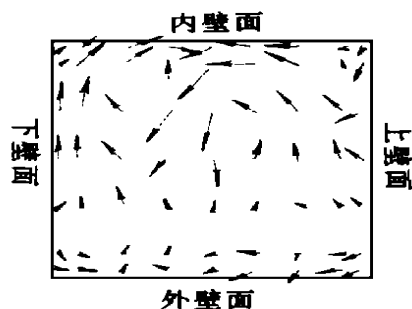


图 3 出口横截面速矢(攻角 30° , $W_{id} = 0.0595$)

实验还研究了缩涡器在不同导流角下对旋流的作用^[5]。在 30° 、 45° 导流角下, 出口旋流几乎成为一个“S”形涡(如图 3 所示)。图 4 给出了旋流系数 SC_{60} 与缩涡器几何尺寸间的变化关系。从图上看, 随着参数 W_{id} 值逐渐增大, 旋流系数经历了从大到小, 又从小到大的变化过程。从图中也可得到, 当缩涡器几何尺寸参数 $W_{id} = 0.119$ 时, 缩涡效果较好, 这与前面的结果

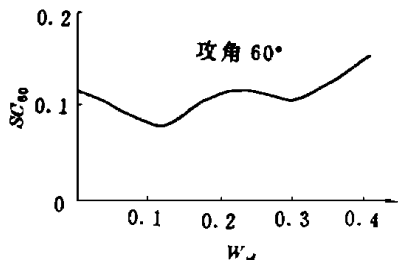


图 4 SC_{60} 与 W_{id} 关系

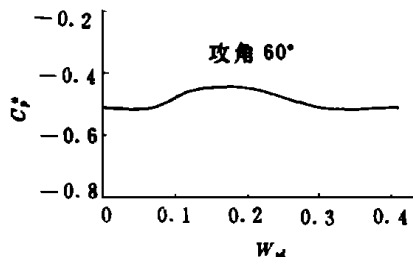


图 5 C_p^* 与 W_{id} 关系

是一致的。图 5 给出了平均总压系数 C_p^* 与缩涡器几何尺寸的变化规律。当 W_{id} 值在 $0.0595 \sim 0.2381$ 区间时, C_p^* 值较无涡控时提高。说明本文的缩涡器法可改善较大攻角下 S 弯进气道中的旋流流场。

4 结 论

(1) 旋流缩涡器法可有效缩小由于进口分离造成的 S 弯进气道出口旋流作用范围, 降低出口旋流系数, 改善平均总压恢复系数。

(2) 旋流缩涡法改善气流场的机理可以解释为: 气流在有攻角下进入进气道, 因受到缩涡器作用向下方流动, 使下方避风侧附面层分离区在壁面方向得到动量增长, 缩小进口分离区, 从而改善气流流动性能。

参 考 文 献

- 1 Auiehl F. Intake Swirl- a Major Disturbance Parameter in Engine/Intake Compatibility. ICA S-82-4 8 1
- 2 Guo R W, et al Swirl Characteristics of an S-Shaped Air Intake with both Horizontal and Vertical Offsets Aeronautical Quarterly, 1983, 32: 130- 146
- 3 林麒等 S 弯进气道中旋流的有源涡控研究 航空学报, 1989, 10(1): 35- 40
- 4 Weng P F, et al New Method of Swirl Control in a Diffusing S-Duct AIAA Journal, 1992, 30(7): 1918- 1919
- 5 翁培奋 S 弯管道气流流动控制及分离流的数值模拟: [学位论文] 南京航空航天大学, 1991

(责任编辑 魏星禄)

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON SWIRL CONTROL IN AN S-SHAPED DIFFUSER BY VORTEX REDUCED DEVICE

Weng Peifen

(Dept. of Engineering Mechanics, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030)

Guo Rongwei

(2nd Dept., Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

An experimental investigation on swirl control in an S-duct has been completed by the aid of a so-called vortex reduced device (VRD) which is made of a metallic frame and placed upwards near the throat of the diffuser. Effects of geometric sizes of the VRD and its angle of attack on the flow in the duct were investigated in a wind tunnel. The flow parameters, including wall static pressure, total pressures and 3-D velocity field at the duct exit were measured. The optimum geometry shape and size ($W_{\text{in}} = 0.0595$) are found. The VRD with optimized geometry can effectively reduce the swirling range and improve the average total pressure coefficient at the exit.

Key words Air intake Flow field Distortion

DEVIATION ANGLE DETERMINATION IN TRANSONIC AXIAL FLOW COMPRESSOR DESIGN

Cao Renjing and Tao Deping

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

ABSTRACT

The deviation angle determination in transonic axial compressor design is analyzed in detail. In addition, the aerodynamic and geometrical parameters acting on deviation angle distribution are discussed. A new deviation angle calculation formula is provided and applied to redesigning of an axial compressor stage. The results show that the aerodynamic and blade design is quite satisfactory.

Key words Transonic compressors Axial flow compressors Deviation angles

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON PERFORATED ACOUSTIC LINER IN A SINGLE TRANSONIC AXIAL COMPRESSOR INLET DUCT

Li Yumin, Lu Yadong, Hu Zongan

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

ABSTRACT

Some experimental results and analyses from the measurements of the sound field in a single transonic axial compressor inlet duct with single plastic glass lining are presented. The plastic glass linings are designed and made by ourselves (two kinds of perforate rating, $\sigma_1 = 2.85\%$ and $\sigma_2 = 5.85\%$). The experimental results are firstly obtained in China from the real sonic fields in a single transonic axial compressor at high sound pressure conditions ($> 150\text{dB}$). The experimental results and conclusions provide some reference for the further investigation on design of the acoustic treatment assemblies in aeroengine nacells and turbomachinery duct.

Key words Perforated linings Noise control Noise reduction systems