

# 带尖脊进气口的大 S 弯扩压器 流动特性研究

南京航空航天大学 钟易成\* 余少志 陈 晓

【摘要】应用骑波机理论设计了一个设计  $Ma$  数为 2 的“Caret”进气口,并试验研究带有该进气口的矩形大 S 弯扩压器在地面起飞状态下的流动特性。通过壁面流谱观察,有关截面的总压恢复系数分布图和速度矢量图等分析了进气口和 S 弯扩压器流动特性。并与带有常规进气口的该大 S 弯扩压器性能进行对比。试验结果表明在地面起飞状态下及相同扩压器出口平均  $Ma$  数下,带有“Caret”进气口的大 S 弯扩压器出口总压恢复系数略高于带有常规进气口的大 S 弯扩压器的值,但前者的周向总压畸变指数  $\Delta\sigma$  和  $DC60$  均大于后者的相应值。

主题词: 进气道 扩压器 总压力 分离流动

分类号: V231.3

## 1 引 言

尖脊(Caret)进气道脱胎于尖脊设计概念,而尖脊翼则为高超音飞行器骑波机(Waverider)的一种最简形式。骑波机是唯一一种可实现反设计的飞行器。尖脊翼特点是在设计点一平面斜激波附着尖脊翼的前缘,波后为均匀的压缩流场<sup>[1]</sup>。将“Caret”机翼设计概念引入进气道设计的思想早在 1967 年就已提出,但因其几何结构特殊而一直被认为仅适用于导弹等航天飞行器进气道设计领域<sup>[2]</sup>,在飞机进气道设计中的应用则是最近几年的事。

随着飞机设计概念的更新,新一代(所谓第四代)先进战斗机更强调高亚音速和跨音速机动性以及敏捷性、超音速巡航能力和有效的隐身能力;为能与新机种相抗衡,对现役机种的改型设计也集中在提高这方面的能力。为与上述能力相匹配,“Caret”进气道设计概念重新受到进气道设计者青睐。近年来,美国 Northrop 和 MDA 在研制改进型 F/A-18E/F 时,利用“Caret”进气道设计概念设计其进气道并对其进行了一系列的试验研究以验证该设计概念的可行性,并全面衡量了该进气道在各飞行状态的性能,结果表明这种进气道满足了预定的全部性能指标,并于 1995 年底进行第一次飞行试验<sup>[3]</sup>。

本文在骑波机理论研究基础上<sup>[4]</sup>设计了一个“Caret”进气口(设计  $Ma=2.0$ )和一矩形大 S 弯扩压器,对其地面起飞状态进行了试验研究,测量了 S 弯扩压器沿程的各个壁面的静压分布,一弯、二弯和圆截面出口的总压分布和有关截面的速度矢量场。在此基础上,将其性能与带有常规进气口的相同大 S 弯扩压器的性能<sup>[5]</sup>进行了对比研究,以了解该进气口在地面起飞状态时的性能特点。

## 2 试验模型及测试仪器

试验在吸气式矩形大 S 弯扩压器中进行, 扩压器出口平均  $Ma$  数  $Ma_2 = 0.16 - 0.35$ 。图 1 所示坐标系  $OX$  与压缩流线  $OA$  一致,  $OA_1$  为自由来流流线,  $OECF$  为菱形平面进口,  $ABCD$  为进气口出口平面,  $OEBAO$  为顶斜板压缩面,  $OFDAO$  为内斜板压缩面。沿  $OA_1$  的自由来流经过进气口后, 在  $ZX$  平面气流转折了  $10.3^\circ$ ; 在  $XY$  平面, 气流转折了  $4.4^\circ$ 。试验模型安装时,  $OA_1$  与自由来流平行, 上、下后掠角为  $45^\circ$ ; 左右斜错角为  $29.4^\circ$ 。为保证气流在 S 弯扩压器进口与自由来流方向一致, 进气口后连接了一转接头, 由 4 个曲面组成, 其中上和内(左)壁面为凸面, 下和外(右)壁面为凹面。进气口下侧为较厚的钝唇口。

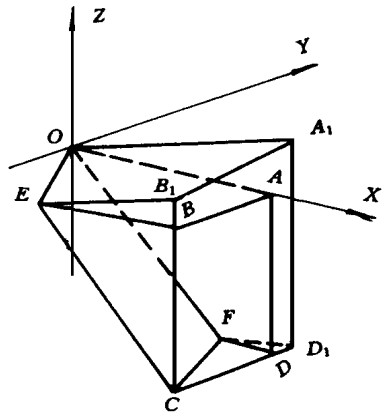


图1 “Caret”进气口示意图

矩形大 S 弯扩压器的几何形状如图 2 所示, 其进口截面宽高比  $AS = 2$ , S 弯扩压器沿程面积变化采用  $dA/dS = C$  (常数) 的规律, 扩压器的出口面积与进口面积之比  $AR = 1.428$ , 扩压器的偏心距  $e$  与转弯段长度  $L$  之比为  $e/L = 0.326$ , 扩压器出口有一等直段, 在其后是等面积变化的方转圆段, 两侧用有机玻璃作成以观察流谱。在扩压器的一弯出口段和二弯出口段的上侧可安装总压耙或小型五孔探针, 以测量一弯和二弯出口的总压和旋流场, 在圆形截面出口装有可转动的十字形总压耙。压力测量采用国产 48 点压力扫描阀, 内装涨丝式压力传感器, 输出电压信号由直流放大器放大后, 进入 RC 滤波器以消除外界电磁波的干扰, 经 A/D 转换后由计算机采集。

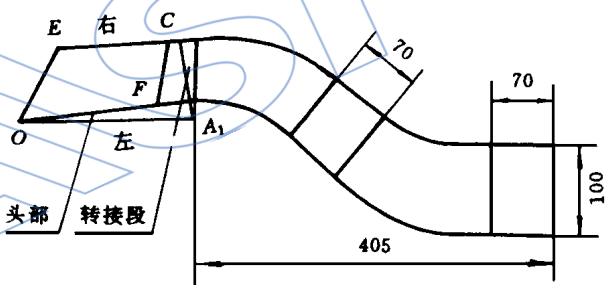


图2 带“Caret”进气口的矩形 S 弯扩压器(上视图)

## 3 试验结果与分析

“Caret”进气口和 S 弯扩压器流动特点。该进气口的特点是上下有大的后掠角, 左右有一定的斜错角, 这可大大改善大攻角和大偏航角机动飞行时进气道的性能, 并可减小雷达散射面积。但在地面起飞状态时, 该双斜切菱形进气口流动比较复杂。通过流谱观察到, 在进气道下唇口存在气流分离, 下唇口和两个侧壁面(左右两壁面)角落处有旋涡存在, 特别是右下侧角落的旋涡强度较大, 但唇口的分离流很快再附。由于 S 弯扩压器拐弯剧烈, 在左侧一弯凸面后出现分离区。其气流的流动方向是从下至上, 并且开始时流线较陡, 进入二弯以后, 流线变得平缓, 而在右壁面(一弯为凹面)则相反。这种侧壁流动是由于进口上下斜切较大, 下部为低压区。又由于 S 弯扩压器进口处左壁面为凸面, 右壁为凹面, 在下部低压区内便出现自右向左的横向流动。此外, 通过丝线观察到核心流由凸面向凹面发生偏转, 即在一弯处, 核心流由左壁面向右壁面偏转, 而在二弯处, 偏转方向则相反。

S 弯扩压器总压分布和旋流特性。图 3 为一弯出口处的速度矢量图。可以看到, 明显存在一个顺时针旋转的旋流, 这是由于双斜切进气口造成下侧低压区, 且在一弯因右凹左凸造成下侧壁低能气流由静压高的右侧(凹面)向静压低的左侧(凸面)流动, 上侧高压区则受到转弯离心力的作用从左向右。一弯出口总压恢复系数  $\sigma$  分布如图 4 所示, 左壁面(凸面后)存在气流分离, 分离区的最大厚度约为 10 mm, 由于存在顺时针方向的旋流将进口处右下角的低压区转向左侧, 并与左凸壁后的分离区相混合, 构成了如图所示的  $\sigma$  分布图。

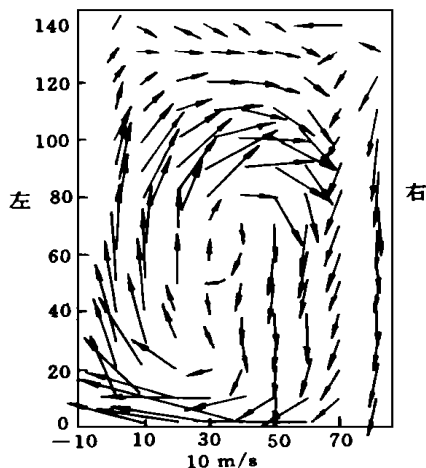
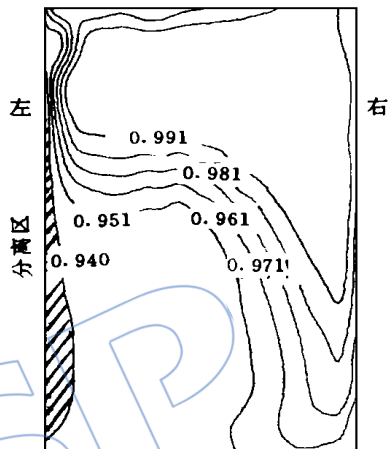
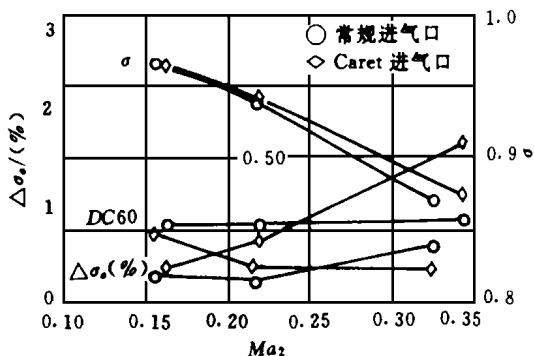


图 3 一弯出口速度矢量图

图 4 一弯出口  $\sigma$  分布

二弯出口处存在上、下两个反向旋流, 这是由于在二弯处, 左凹右凸使得核心流由右壁面向左壁面偏转, 造成上方横向速度由右向左。而在下方, 仍保持一弯出口处的顺时针方向旋流。二弯出口处的  $\sigma$  分布表现为右上方为高压区, 下方为低压区, 与一弯相对应。所不同的是由于高低压区掺混, 高压区范围和总压值减小, 而低压区的总压值则增大。S 弯扩压器出口截面  $\sigma$  分布趋势与二弯出口大体上是相同的, 即上方为高压区, 下方为低压区, 但高低压区的  $\sigma$  值差别减小。

带有 'Caret' 进气口与常规进气口的 S 弯扩压器性能比较。常规进气口采用右薄唇口, 左侧(靠机身)长平板进气口, 右薄唇口后紧接着等直段和 S 弯扩压器的凹壁, 左长平板后为等直段和 S 弯的凸壁, 上下两侧为直壁, 这样的形状相当腹部或两侧进气道的形状。在地面起飞状态下, 其特点是右薄唇口气流分离, 薄唇口与两侧的角落处有较大的角落涡, 使得右侧有横向二次流。靠近薄唇口一边为低压区, 而在平板一侧则为高压区。这导致气流在平直段上下两侧形成二次流, 其方向是从薄唇口

图 5  $\sigma$   $\Delta\sigma_0$  和  $Dc60$  对比

指向平板。这个二次流削弱了一弯处的二次流,使得左侧凸壁后的分离区较小。其各壁面沿程 $q_p$ 分布曲线,各截面的 $\sigma$ 分布图和横截面速度矢量图详见参考文献[5]。图5为两种进气口的S弯扩压器出口截面平均 $\sigma$ 、周向总压畸变指数 $\Delta\sigma$ 和 $DC60$ 随 $Ma_2$ 变化的对比图,可以看出,随着 $Ma_2$ 的增加,“Caret”进气口的出口平均 $\sigma$ 高于常规进气道的值,而 $\Delta\sigma$ 和 $DC60$ 值均较大。

## 4 结 论

(1) 由于“Caret”进气口双斜切的特点,在地面起飞状态下,使得右下方为低压区,左上方为高压区,并在右(凹)左(凸)侧壁静压差的作用下形成了一个顺时针的旋流并一直延续到一弯出口,该旋流将进口右下侧的低压区扫向左下侧,与S弯扩压器左侧凸壁后的分离流混合。在二弯出口,存在两个上、下反向的旋流。出口截面的高总压区位于上方,低总压区位于下方。

(2) “Caret”进气口双斜切的特点使其在高亚音速和跨音速大攻角和大偏航角机动飞行时有良好的性能。但是在地面起飞状态下,与常规进气道相比,其性能如何是人们所关心的问题,通过对带有所设计“Caret”进气口与常规进气口的大S弯扩压器对比试验表明,在该状态和相同 $Ma_2$ 下,前者出口平均 $\sigma$ 略高于后者的值。前者总压畸变指数 $\Delta\sigma$ 和 $DC60$ 也高于后者相应值,但“Caret”进气口与大S弯扩压器相配,其周向总压畸变指数并不大。

## 参 考 文 献

- 1 John D Anderson. Hypersonic Waveriders—Where Do We Stand? AIAA-93-0399, 1992
- 2 塞登 J, 戈德史密斯 E L 著, 骆长天等译. 进气道空气动力学. 航空航天部六〇一研究所出版, 1992
- 3 Hall G R, Hurwitz W M, Tiebens G S, Norby W P, Singahinsukand P, Wilt C E. Development of the F/A 18E/F Air Induction System. AIAA-93-2152, 1993
- 4 余少志, 彭钧. 空天飞机前机身/进气道一体化骑波机设计. 863 计划, 吸气式组合发动机及天地往返运输系统技术报告会议论文, 天津: 1995
- 5 钟易成, 陈晓. 不同进气条件对矩形大S弯扩压器流动特性的影响. 中国航空动力委员会第五届推进系统气动热力学专业学术会议论文, 浙江建德: CSAA95-PP-042, 1995

(责任编辑 魏星禄)

# EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON PERFORMANCE OF A LARGE S- SHAPED DIFFUSER WITH " CARET" INLET

Zhong Yicheng, Yu Shaozhi, Chen Xiao

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

## ABSTRACT

A " caret" inlet was designed for Mach number 2.0 according to theory of waverider. The experimental investigation on flow characteristics of a large S- shaped diffuser with such an inlet has been carried out. The flow characteristics of the inlet and the S- shaped diffuser have been analysed by means of flow visualization on the walls, measurements of total pressure recovery distribution and velocity vector plots in the sections concerned. The performance of this large S- shaped diffuser was compared with that of the same diffuser but with conventional inlet. It is shown that, under takeoff condition and at the same  $Ma^2$  of the diffusers, the total pressure recovery of the former is a little higher but the circumferential total pressure distortion index  $\Delta\sigma$  and DC60 of the former are larger than that of the latter.

**Key Words** Engine inlets Diffusers Total pressure Separated flow

# A CVFEM FOR 2- D CONVECTION- DIFFUSION EQUATION

Wang Xu and Yan Chuanjun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

## ABSTRACT

The formulation of a control- volume- based on finite- element method (CVFEM) for two- dimensional convection- diffusion equations is presented. It has a main advantage in capability of the obtained discretization equation to be solved with point - by- point and conjugate gradient iteration method, so that it is more suitable to complex geometrical fields and can save much more computer memory. Some numerical examples proved that the accuracy to any high Peclet number is quite encouraging.

**Key Words** Convection Diffusion Finite element methods

# A HIGH- ORDER ANISOTROPIC K- $\epsilon$ MODEL AND ITS NUMERICAL INVESTIGATION

## IN TWO DIMENSIONAL TURBULENT FLOW FIELDS

Liu Zhengxian, Song Baojun, Gu Chuangang, Miao Yongmiao, Su Moming

(Energy and Power Engineering Dept. Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

## ABSTRACT

A new anisotropic K-  $\epsilon$  model (MAKE) is deduced and simplified based on the basis of anisotropic K-  $\epsilon$  model. It has been applied to numerical analysis of two dimensional turbulent flows. Its main feature is the presence of the first and third order functions of velocity gradient in the Reynolds shear stress formula, so as to be applicable for strong anisotropism of turbulent flow fields. The new coefficients of the MAKE model are analyzed and selected. The straight two dimensional turbulent flows are numerically studied by using MAKE standard K-  $\epsilon$  model (SKE) and anisotropic K-  $\epsilon$  model (AKE). The numerical results obtained from the three models are compared with previous experimental data. It is shown that the main flow velocity field is predicated by MAKE as well as the other two models, but MAKE is more accurate than SKE to prediction of the Reynolds normal