

# S 弯进气道中静压场研究

南京航空学院 翁培奋\* \* 郭荣伟

**【摘要】** 本文给出了 S 弯进气道出口截面上的静压场测量结果。研究表明,在不同的进气攻角下, S 弯进气道出口截面上的静压是不均匀的。攻角愈大,静压场畸变愈严重。在进行旋流场研究中,如果攻角较大,需认真考虑以往壁面 4 点线性加权平均压力场处理所带来的误差影响。

**关键词:** 进气道 静压 测量

## 1 前 言

由于“Tornado”飞机事故,人们已认真地关注了 S 弯进气道中的旋流流动问题<sup>[1,2]</sup>。近年来,国内学者正在进一步地研究 S 弯进气道中旋流的涡控方法<sup>[3]</sup>,尤其是当飞机作大攻角机动飞行时如何改善进气道中的恶劣气流流动品质问题<sup>[4]</sup>。S 弯进气道中的气流流动特性应当包括:截面的旋流流动及其旋涡表征系数  $SC_{60}$ ;总压场分布及畸变指数  $DC_6$ ;沿管道中的压力分布;管道中的气流流量及管道中的静压场;动态流场分布等。长期以来,人们对管道中的总压场和速度场有了较多的认识,却对静压场缺乏更多的了解。要全面地认识进气道扩压器的作用,这是十分必要的。另外,在旋流场的测量计算中,必需要有一个符合实际的压力场。

## 2 实验描述

研究中使用了一个矩形截面的 S 弯扩压器,由唇口、喉道、第一弯段、中间直段、第二弯段、第二直管段所组成,如图 1 所示。其进出口面积比为 1:

1.3095。模型的近机身侧定义为内壁面,远机身侧定义为外壁面。

实验是在一低速风洞中完成的,该风洞的出口射流速度为 43.1 m/s。进气道模型的进气口被安置在风洞出口的核心射流区中。管道的出口有一泵抽吸系统。攻角的改变是靠转动整个模型架角度来实现的。

实验时的进气道来流速度为风洞出口射流速度,进气攻角分别为  $0^\circ$ 、 $15^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $60^\circ$ 、 $70^\circ$ 、 $80^\circ$ 。实验中分别测量了在这些攻角条件下 S 弯进气道出口截面上的静压值。静压的测量由一自行设计的静压探针耙所完成的,有关耙的几何尺寸及详细情况可参阅文献[4]所述。静压的感受通过 4 个对称小孔(直径  $\Phi < 1\text{mm}$ )传递到数字式 DPT 6400 型压力扫描仪采集。根据静压探针在自

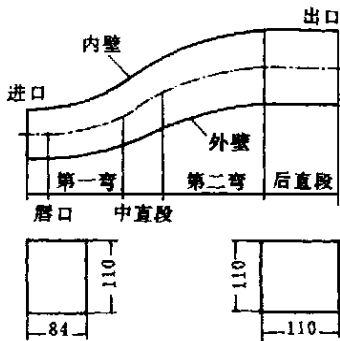


图 1 实验模型

由平均流中的测试标定,可以得到结论,测量误差是可以接受的(约小于 10%)。

### 3 结果与讨论

对 S 弯进气道出口截面的静压测量表明,其研究结果是令人感兴趣的。这里取出了攻角  $\alpha$  分别为  $0^\circ$ 、 $30^\circ$  和  $80^\circ$  的情况下的实验结果作出了分析,并和相应条件下利用出口截面上的 4 个壁面中心线上的点静压线性加权截面静压值的结果作出了比较,得到了有意义的结论。

图 2 是  $0^\circ$  攻角下 S 弯进气道出口截面静压场分布图谱。在图中, $x$ 、 $y$  代表截面上的几何坐标值(mm),而  $z$  方向则是静压力系数  $c_p$ 。图 2(a)表示了利用模型 4 个固体壁面中心线上测得的压力值线性加权平均处理后的截面压力场结果,图 2(b)表示了用静压探针测得的压力值,图 2(c)则为(a)与(b)之差值分布情况。从图上看,由于攻角为零,气流在 S 弯进气管道中

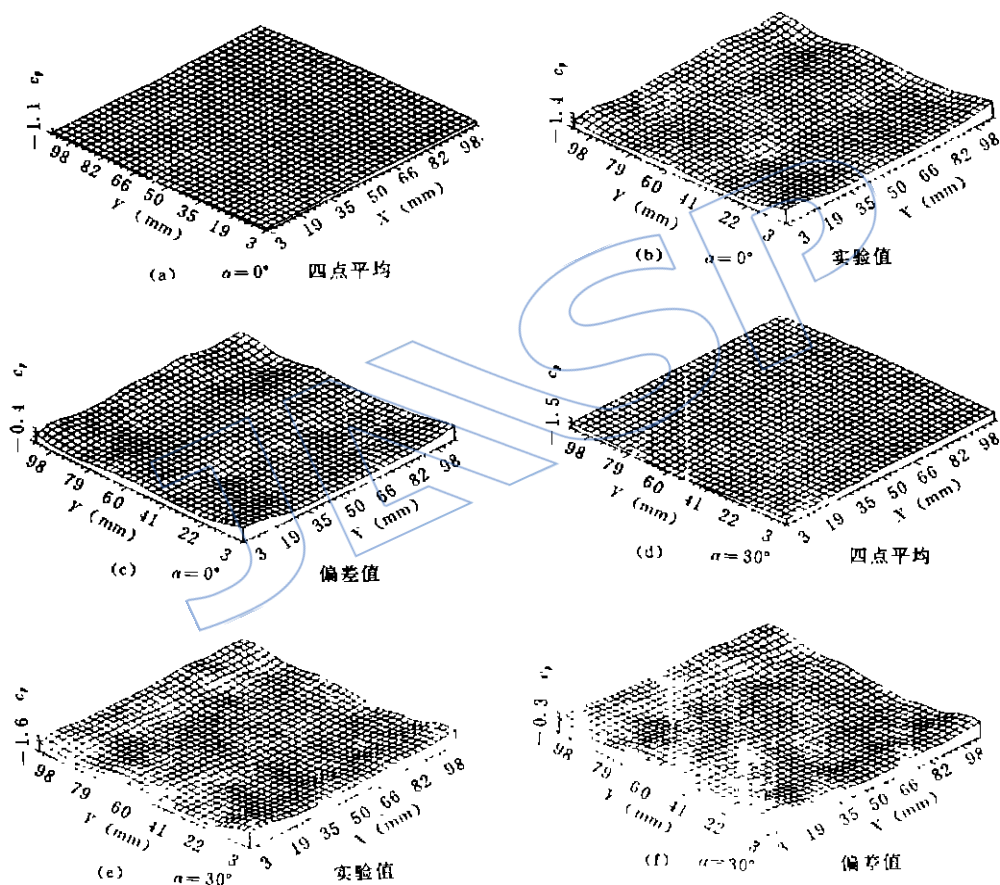


图 2 管道出口截面  $c_p$  的分布

的流动变化较小,此时出口截面压力分布十分均匀。无论是 4 点线性加权平均方法还是实际测量都基本反映了流场压力变化的均匀性,在数值上也基本相同。这表明,由于攻角较小,用 4 点线性加权平均的方法来处理压力场,其误差是比较小的。

当攻角增大到  $30^\circ$  时,出口截面的静压场出现了不均匀分布趋势。虽然 4 点线性加权平均处理得到的截面压力依然十分均匀(图 2(d)),而实验测值已出现凹凸不平(图 2(e)),两者间

存在着一定的差别。这种差别不能近似地加以忽略(图 2(f))。

当攻角继续增大到甚至  $80^\circ$  时, S 弯进气道出口截面的压力场变得严重不均匀, 如图 3 所示。由于攻角很大, 进口气流很难冲压进入进气道中, 进气道的进气十分困难。另一方面, 管道中的泵抽吸作用变得突出, 致使管道内部的静压力急剧下降, 出口截面上的静压系数  $c_p$  值很低(和  $0^\circ$  攻角的图 2 相比)。在这种大攻角下, 用壁面 4 点线性加权平均所处理近似的压力场已无法真实地模拟管道出口实际压力场, 如图 3 中的 (a)、(b) 所示。它们之间已存在严重的不吻合(图 3(c))。在靠近固体边界附近区域, 尤其是在矩形截面的四个角落区附近, 那里总压虽有一定损失, 但从实验结果得知, 损失并不大<sup>[4]</sup>。而在这些区域, 速度矢量受角落边界影响而较小, 导致那里的静压值显著地偏高, 实验测值分布存在较大的畸变。从图 3(a) 和 (b) 比较可以知道, 如果采用 4 点线性加权平均处理的压力值来计算管道出口的旋流流场, 所得到的横截面速度矢模在靠壁面附近会偏大<sup>[5]</sup>。这种大攻角下, 显然用真实的压力分布是比较恰当的。

## 4 结 论

(1) S 弯进气道出口截面的压力场分布存在不均匀性。这种不均匀性和模型的几何形状及来流的攻角有关。攻角越大, 压力场畸变越严重。

(2) 4 点线性加权处理截面压力有其局限性。小攻角时误差不大。如果攻角很大, 建议使用静压实测值。

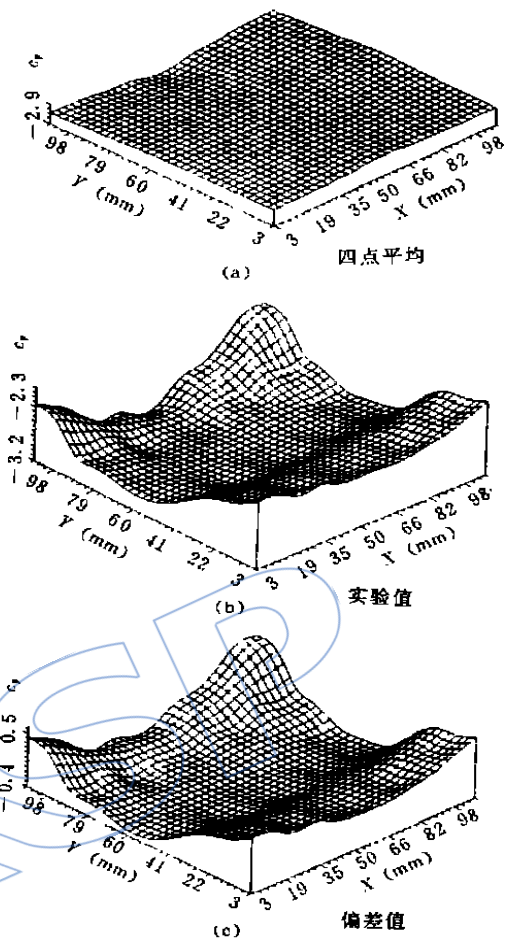


图3 管道出口截面( $\alpha = 80^\circ$ )

## 参 考 文 献

- Guo R W, et al. An Investigation of the Swirl in an S-duct. the Aeronautical Quarterly, Feb, 1983
- Guo R W, et al. The Swirl in an S-duct of Typical Air Intake Proportions. the Aeronautical Quarterly, May, 1983
- 林麒等. S 弯进气道内旋流的有源涡控研究. 航空学报, 1989(1)
- 翁培奋. 弯曲管道气流流动控制及分离流数值模型: [学位论文]. 南京航空学院, 1991
- 郭荣伟. 矩形截面 S 弯进气道中的旋流研究. 南京航空学院学报, 1985(2)

## INVESTIGATION OF STATIC PRESSURE FIELD IN AN S-SHAPED AIR INTAKE

Weng Peifen and Guo Rongwei

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

### ABSTRACT

The static pressure fields in an s-shaped diffuser with rectangular cross-section have been measured at different incidences. The results show that the static pressure field at the duct exit is non-uniform. The higher the angle of attack is, the larger the distortion of the static pressure field. The pressure near the boundaries of the model is higher than that near the core, which is mainly caused by both the distorted total pressure field and the distorted flow velocity field. Further investigation on whirling flow field demonstrates that it is necessary to take into serious consideration the deviation between the experimental measurements and the weighted averages by the use of the wall static pressures of the model at high incidence.

## RESEARCH OF ONSET OF ROTATING STALL FOR MULTIPLE BLADE ROWS

Zhu Jiunqiang and Liu Zhiwei

(*Northwestern Polytechnical University*)

### ABSTRACT

An inception criterion of rotating stall in multistage axial flow compressors is derived for the unsteady, two-dimensional and incompressible flow model according to the small disturbance stability theory. By means of a three-vector equation system, the correlative equations of the undetermined parameters are thus deduced when the small disturbance theory is applied to multiple blade rows. The prediction of the rotating stall onset boundary in the multistage axial flow compressors has been accomplished with the computer program designed by the authors. A theoretical prediction approach is proposed with the aid of the prediction method of stable cascade characteristics. A good agreement between the analytical and experimental results indicates that the theoretical analysis is believable. As compared with the calculation results, the influences of the undetermined parameters, such as stall cells and axial distance between two stages, on the prediction values are discussed.

## ESTIMATION OF FLOW LOSS AT DESIGN POINT IN AN AXIAL-FLOW COMPRESSOR

Zhang Changsheng and Wang Xiaoli

(*Northwestern Polytechnical University*)

### ABSTRACT

On the basis of statistical data and analysis of axial-flow compressors, the ratio of trailing-edge momentum thickness to chord length  $\theta_c$  and trailing-edge form factor  $H$  are determined by the use of equivalent diffusion factor  $D_{eq}$ , and then the profile loss of the blade is obtained after appropriate corrections. Finally, the total loss distribution along the blade span of the axial-flow compressor is estimated according to an improved end-wall loss model and a shock loss model. An extensive comparison of the estimated loss data with the original design and test data shows that the loss model presented here is feasible for normal blade profile, double-circular-arc blade profile and multi-circular-arc blade profile of axial-flow compressor, and the accuracy of the estimation is improved greatly. As a part of  $S_2$  flow surface program, a computer subprogram has been worked out