

进气道进口导流板的工作机理

南京航空学院 张世英 杨高明

摘 要

在低速情况下进行了进气道安装进口导流板的研究。文中用实验阐明了进气道处于大攻角下进口导流板能有效的降低其出口稳态和动态畸变,并能提高其总压恢复。文中进一步说明了进口平直段内避风侧壁面上的气流分离与出口流场的关系,提出了导流板改善气流分离的机理,并用所提出的装导流板后的流动模型进行了分析和推断。文中论述了导流板设计参数对进气道性能的影响。本文内容对设计进气道进口导流板具有参考意义。

一、前 言

近代战斗机的发展日益要求加强其机动性,随之而来的就是飞机的攻角与侧滑角将大幅度的增大,飞机的攻角将来可达 75° 。这样,就将使进气道的工作环境不断变坏,出口流场畸变加剧。为了解决这个问题已有各种措施,如苏式米格-23飞机上在进气道进口装有两块导流板,也是其中较为简单而有效的措施之一。为了弄清此导流板的奥妙,本文在低速下进行了一些机理探索,可作为设计者的参考。

二、实验模型和测试设备

为本实验而设计的主要模型如图1所示。该模型为一平口进气道其进口截面为 $182 \times 92 \text{ mm}^2$ 。前端为200mm长有机玻璃平直段而后经过480mm长度扩张成 $190 \times 190 \text{ mm}^2$

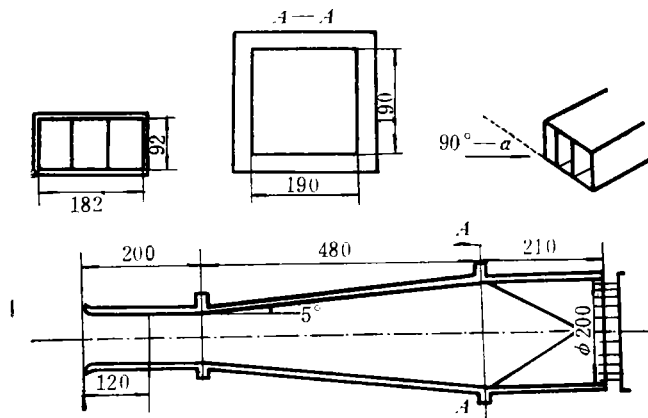


图1 实验模型

(其单面扩压角为 5°),再经长 210mm 由方转圆至直径 $\phi 200\text{mm}$,后者系钢板制成。模型安装于 $300 \times 300\text{mm}^2$ 自由射流风口中其风速调整于 $V_\infty = 30\text{m/s}$,其雷诺数约为 1.4×10^5 。模型相对于风口可以转动以模拟其攻角变化。于模型避风面的中线上钻有一排静压孔以测量其中线处的静压 p 的分布。模型尾端装有10根探针的总压转耙以测量该截面上的总压 p^* 的分布、畸变和总压恢复系数。此外并用三孔探针在模型平直段沿其对称截面上测量其流场。

三、无导流板和装有导流板进气道的比较实验。

于图2中给出了无导流板、装有两块半宽的导流板以及装有两块全宽导流板(板长 L_f 均为 120mm)进气道出口流场的 DC_{60} 随攻角 α 的变化。从曲线可知,在此模型下无导流板攻角大于 20° 畸变值 DC_{60} 急剧增长。装导流板以后,特别是装了全宽导流板以后,攻角大于 20° , DC_{60} 有明显的下降。另外由图3可见,装了导流板虽然摩擦损失将增加,然而由于理顺了气流进气道的总压损失反而减少,其中以装全宽板者尤甚。(图上 $\bar{C}_p^* =$ 出口截面 C_p^* 的平均值;

$$C_p^* = (\bar{p}^* - p_\infty^*) / \frac{1}{2} \rho V_\infty^2; Dc_{b0} = (\bar{p}_{\min(60)}^* - \bar{p}^*) / \frac{1}{2} \rho V_\infty^2)$$

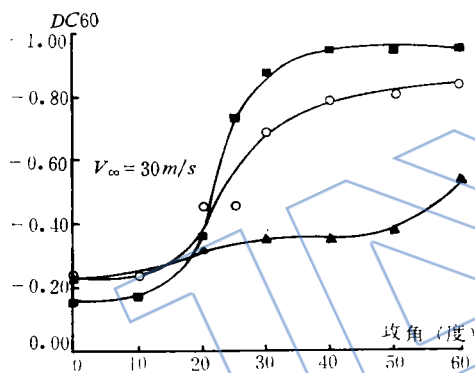


图2 平面进气道畸变指数与攻角的关系

■ 无导流板 ○ 半宽导流板 ▲ 全宽导流板

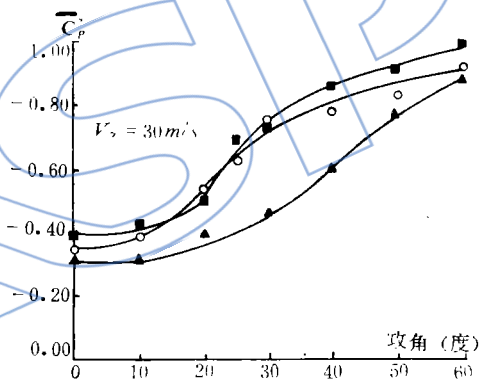


图3 平面进气道总压系数与攻角的关系

至于动态畸变,本实验曾在模型尾端用三个Kulite传感器的转耙测得 $\alpha = 30^\circ$ 时无导流板的脉动压力平均方根值 $(\Delta p/p^*)_{r.m.s.} = 0.0723$,与之相比较的 $\alpha = 30^\circ$ 时装有三块全宽板的 $(\Delta p/p^*)_{r.m.s.} = 0.0698$,由此可见装导流板后其动态畸变也是下降。

四、无导流板和装有导流板下进气道内的流动情况比较

图4给出了在攻角 $\alpha = 0^\circ$ 下避风侧壁中线上沿流程的静压分布,其中 $C_p = (p - p_\infty) / \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$, $L =$ 模型长 $= 890\text{mm}$, $X =$ 离进口距离。在扩压段内虽然上下壁单面的扩压角为 5° 静压是不断的上升。因而无论是否装有导流板,扩压段内气流均未分离。图5给出了 $\alpha = 30^\circ$ 而无导流板时,沿平直段以及扩压段前段静压均无多大上升。因而可见,自平直段前缘开始的分离区已经延伸到了扩压段的前段。而当装上导流板以后,在扩压段内静压又不断地上升,也就是说扩压段内已无分离。

从模型尾端所测得的总压分布也证实了以上情况。无导流板 $\alpha = 0^\circ$ 时并无倒流区,当

$\alpha = 30^\circ$ 则在靠避风一侧有倒流区。当 $\alpha = 0^\circ$ 并装有两块全宽导流板时, 其总压分布与无导流板时相差不大; 而在 $\alpha = 30^\circ$ 以下, 倒流区消失了。由此可见, 攻角下出口流场畸变增大, 主

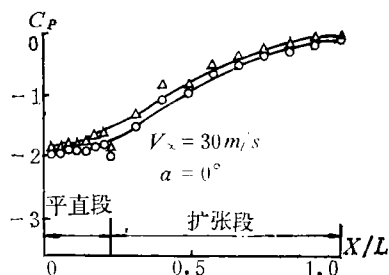


图 4 平口进气道压力系数沿程变化

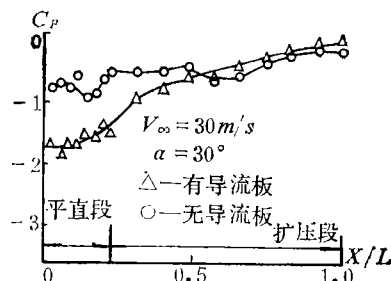


图 5 平口进气道压力系数沿程变化

要是由于进气道平直段的避风一侧的附面层分离, 安装导流板改善了此流动, 从而使在大攻角下进气道的流场畸变大幅度地下降。

五、平直段内的流动

模型工作于 $\alpha = 30^\circ$, 装有两块导流板时, 用三孔探针测量了平直段内对称截面内靠避风侧通道内的流场如图 6。由于有了导流板, 流线在板的尾部转向避风侧。由此而提出了装有导流板的简化流动模型如图 7。气流在攻角下进入进气道, 因受到导流板的作用向下方流动,

使下方避风侧的附面层分离区内的气流沿壁面方向得到了动量增长, 从而使分离区缩小, 改善了流动。下面拟用这样一个模型去理解, 一些现象和推断一些结果。

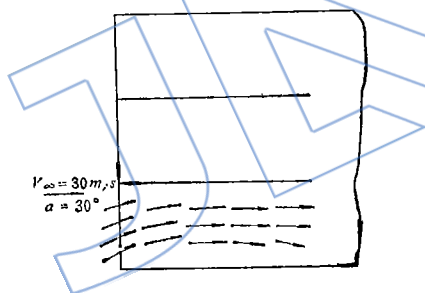
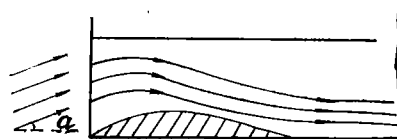
图 6 两块全宽导流板 $\alpha = 30^\circ$ 平直段速度分布

图 7 流动模型

六、导流板的设计参数对进气道性能的影响

1. 导流板前后位置的影响

为了说明导流板位置对流场的影响, 实验中取 $\alpha = 40^\circ$ 且板前端与进口平齐、前伸出口外 30mm、以及从进口后缩 30mm 三个位置, 进行了流场测量, 并引入红墨水以显示再附着点

	无 导 流 板	导流板与进口平齐	导流板后缩 30mm	导流板前移 30mm
DC60	-0.937	-0.248	-0.421	-0.261
分离区长度 X_S/H	≈ 0.90	0.65	0.76	0.45

X_S 为避风侧壁面附面层分离区长, $H = 182\text{mm}$ 为进气道模型高。

的位置。实验结果如下表:

由表可见,导流板前移,分离区缩小,反之增长。从所提出流动模型可知,导流板前移,自板上反射过来的一股气流的落点也前移,如是将提早使分离区增长动量,促使分离区更缩短;反之,则将使落点后移,促使分离区加长。由于导流板后移而引起的分离区增大,将直接带来畸变的增大。板向前移虽然能缩小避风侧壁面上的分离区,但是板上的分离区域却增大了,其总效果是反而使畸变增大。

如设想将进口做成斜切口,则导流板上的分离也将受到提早反射流动的作用而将同样缩小,如是畸变定将有所减低。本文曾对此斜切口进气道加上导流板作了实验,如图8、图9所示,装两块全宽导流板的情况下,在各种攻角下,斜切口较平口进气道的畸变均低。这就证明本文的推断是与实际相符的,由此同时也说明了本文所提出的流动模型是正确的。

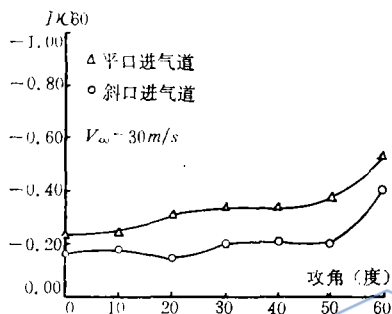


图 8 两种进气道畸变指数与攻角的关系

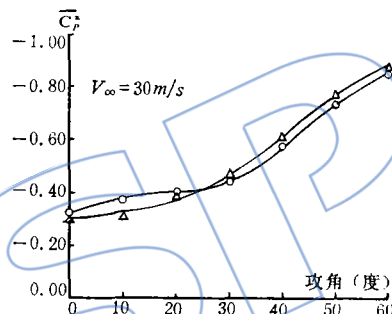


图 9 两种进气道压力系数与攻角的关系

2. 导流板长度的影响

在实验中曾用了不同长度 ($L_f = 60\text{mm}, 120\text{mm}, 150\text{mm}, 180\text{mm}$) 的两块全宽导流板,以了解其对畸变和总压恢复的影响。图10图11为装有两块全宽导流板在攻角为 30° 的吹风结果,横坐标系以 L_f/H 表示 ($H = 182\text{mm}$)。随着导流板长度增加DC60下降,然而当长达 $L_f = 120\text{mm}$ ($L_f/H = 0.659$) 以上,其效果就不很明显,而总压恢复则随着长度增加而趋向变坏。从所提出的流动模型也能说明此现象,从导流板的反射作用来说,板前段贡献大,而板后段越是离前端远所起作用越小,因而板越长,其效果的增长越不明显。由此可见,应适当的选择导流板的长度。

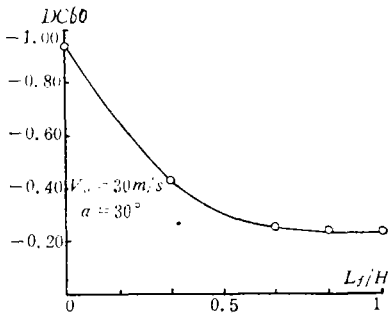


图 10 畸变指数随导流板长度的变化关系

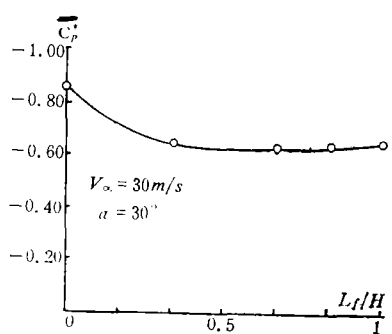


图 11 总压系数随导流板长度的变化关系

3. 导流板数目的影响

在实验中, 模型内曾按等间距分别装了1~3块长度为120mm的全宽导流板, 进行吹风。如图12所示, 板数目增加, 在 $\alpha = 30^\circ$ 以上, 进气道的DC60越低。就总压恢复说, 由于增加导流板将更理顺了流动, 然而也增加了摩擦损失。因而将存在一个最有利的板数。从图13可见, 本实验中以装两块板为好。

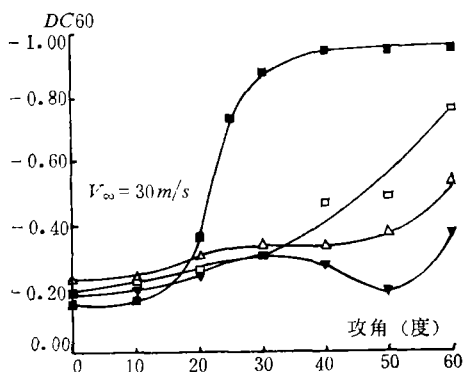


图 12 不同导流板数下畸变指数与攻角关系

□ 一块导流板 △ 二块导流板 ▲ 三块导流板
■ 无导流板

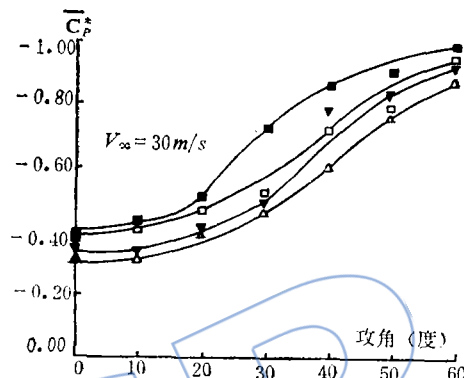


图 13 不同导流板数下平均总压系数与攻角的关系

七、多格进气道的设想

如图14所示, 在多导流板的基础上, 在进气道对称面上再插上一块板, 以形成多格形, 则其DC60将进一步降低, 而总压恢复有些增加 (图15)。虽然畸变降低并不太多, 但是若从另一个角度考虑, 它能同时减弱雷达波的反射, 对隐身术也有利, 因此这种多格进气道也有其启发人们思路的地方。

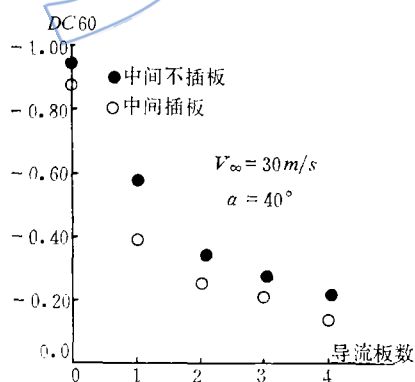


图 14 $\alpha = 40^\circ$ 下畸变指数与导流板数的关系

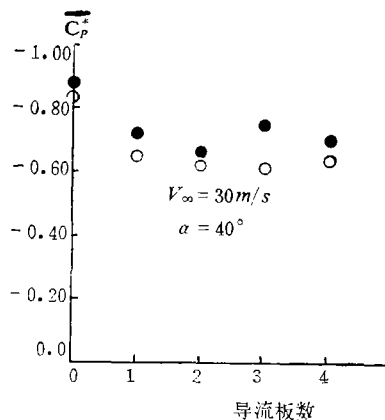


图 15 $\alpha = 40^\circ$ 下总压系数与导流板数的关系

八、结论

1. 在进气道进口装上导流板,可以有效地降低其在大攻角下的稳态、动态畸变,提高其总压恢复。
2. 导流板的主要作用是,依靠导流板将高速主流反射,并导向到避风侧的壁面分离区中,增加气流沿壁面的动量,从而缩短了分离区。分离区缩短了导致DC60和动态畸变下降,总压恢复提高。
3. 导流板位置对进气道避风侧壁面分离有影响,导流板前移使分离区缩小,后移使分离区增大。
4. 导流板长度增加,导致壁面分离区缩小,随着将使DC60下降,总压恢复上升。但当长度增加达一定值后,长度增长的影响将减小。
5. 导流板的数目增加,使DC60减小总压恢复上升,但板数过多,反过来将带来总压恢复下降。
6. 在大攻角下,全宽导流板较半宽者在改善畸变和总压恢复方面效果为好。
7. 斜切口进气道较之平口在大攻角下,装导流板在改善畸变和总压恢复方面,进气道效果更好。
8. 多格进气道对降低在攻角下的畸变和提高总压恢复更为有利。

参 考 文 献

- J.Sedden, Understanding and Countering the swirl in S-ducts Tests on the Sensitivity of swirl to Fences, Aeronautical Journal, April 1984.

WORKING PRINCIPLES OF INTAKE FENCES

Zhang Shiyong and Yang Gaoming

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

Air intake with fences installed at the entrance is investigated at low speed. With fences at a high angle of attack the steady and dynamic distortions are effectively reduced and the total pressure recovery is increased at the exit. These improvements are shown to be closely related to the reduced extent of separation along leeward wall of the intake by the fences at the angle of attack. A flow model is suggested to describe the flow in the channels formed by the fences. With this model in mind, the mechanism of the fences can be easily imagined and the performance of the slanted inlet with fences can be predicted. The effects of the position, lengths and the number of the fences on the performance of the inlet are investigated. The difference between a slanted and a pitot inlet both with fences are compared and an intake with an S-duct and fences are evaluated. Combined with less radar reflection the multi-channel inlet is shown to be attractive. The above related investigation will be helpful in intake fence design.

DESIGN OF SWIRL SIMULATORS

Peng Chengyi, Lin Feng, Zhang Kunyuan

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

Response of turbo-jet engines to the swirling flow at engine face has recently been a matter of major concern, and this response can only be evaluated on the testbed with the help of swirl simulators. A method for design of such simulators is presented. Swirl blades that generate wake vortices are installed on the inner surface of the air inlet. As the arrangement of blades may vary in blade number and circumferential position, as well as in blade geometry and angle of attack, there is no want of factors by which the characteristics of the flowfield can be controlled. It is assumed that the wake vortices are well formed at the cross section of the duct corresponding to the trailing edges of the blades. The structure and positions of these vortices have to be determined, the flowfield at this cross section can then be computed. Since the velocities of