

导流板加涡流器对进气道性能影响

南京航空学院 王晓文、张世英

进气道进口导流板(简称导流板)已在航空上得到应用。文献^[1]对其机理作了实验研究,表明导流板可有效地改善进气道在大攻角下的出口流场品质,但在小攻角时却使进气道的性能有所下降。为弥补此缺陷,可再采取一定的措施,如安装金属涡流器,改善小攻角下的性能,就对导流板技术的应用增添了价值。

一、实验设备

实验模型如图1。两块全宽导流板长120mm。金属涡流器叶片有两种:一种是叶高 $h=22\text{mm}$,按 $h/\delta=1.2$ 的常规设计, δ 为当地附面层厚度,由文献^[1]中条件与本文相同的实验结果得;另一种为 $h=10\text{mm}$,为尺寸减小了的叶片,两种叶片的其他尺寸均按文献^[2]依 h 而定。其剖面形状对性能的影响不大^[3],文中采用对称翼形,见图2。

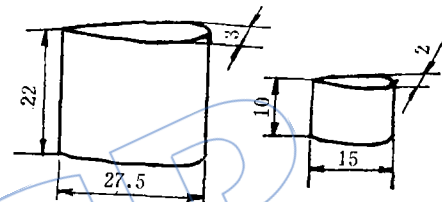


图2 两种涡流器叶片

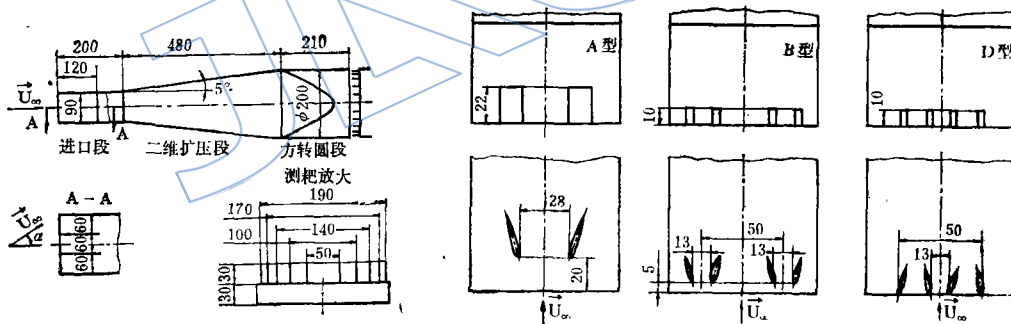


图1 实验设备和测靶尺寸

图3 实验涡流器安装示意图(图中所有的涡流器叶片攻角均为 15°)

图3为A、B、D三种类型涡流器的安装情况,而C型涡流器则系B型沿流向移至前缘,其它尺寸不变而得。每一个涡流器都以类型前冠以数字表示之,其中数字1表示只在背风壁面安装涡流器,数字2表示将同种涡流器同时安装在背风壁面及与其相邻的导流板背风面,数字3则表示将同种涡流器同时安装在背风壁面及二块导流板的背风面。用“0”表示只装导流板而未装涡流器。实验风洞为吹气式低速射流风洞,出口尺寸为 $0.3 \times 0.3\text{m}^2$,实验段流速为 30m/s ,以进气道进口高度为特征尺寸的雷诺数 $Re=1.4 \times 10^5$,模型出口为大气。出

口截面总压场用一字总压转靶测量,其尺寸见图 1,由步进电机带动。用微机进行数据采集及处理。

二、实验结果与分析

文中 $DC60 = (\bar{p}_{min}^*(60^\circ) - \bar{p}^*) / (\rho U_\infty^2 / 2)$, $\bar{C}_p^* = (\bar{p}^* - p_\infty^*) / (\rho U_\infty^2 / 2)$, $C_p^* = (p^* - p_\infty^*) / (\rho U_\infty^2 / 2)$, 其中 $\bar{}$ 表示出口截面流量平均的, $*$ 表示总压的, ∞ 表示来流的, ρ 为密度, U 为速度, $\bar{p}_{min}^*(60^\circ)$ 为出口截面上 60° 扇形角内平均压力的极小值, p^* 为出口截面各测点当地总压。出口截面等压线图按 $(C_p^* - \bar{C}_p^*) / \bar{C}_p^*$ 绘制。实验结果见图 4。

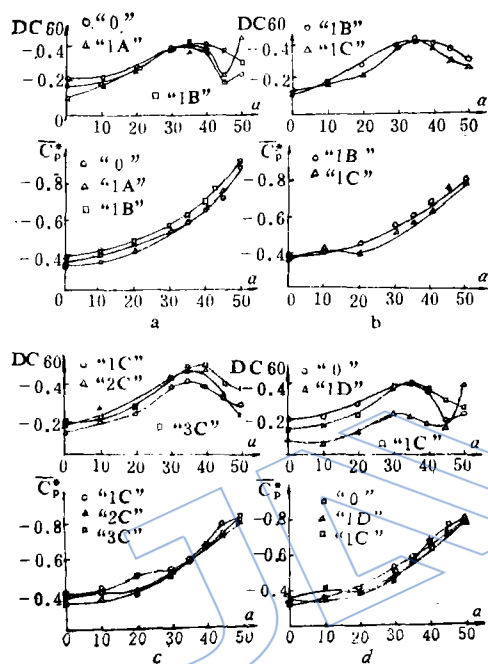


图 4 实验结果曲线

图 4 (a) 为涡流器尺寸对扩压器性能的影响。攻角较小 ($\alpha < 20^\circ$) 时, “1B” $|DC60|$ 比 “1A” 小, 且两者均比 “0” 小。攻角较大的 ($\alpha > 30^\circ$), 两者性能都不理想。 $|\bar{C}_p^*|$ 在整个攻角范围内安装涡流器都略有增加。大攻角时背风面的附面层分离发展很快, 涡流器所产生的涡淹没于附面层内部, 未能很好地起到强迫对流作用。甚至可能由于其存在, 不仅未能改善流动, 反而加大分离。在有导流板场合下, 空间尺寸有限, 大攻角时流动条件恶劣, 适应减小涡流器尺寸, 可增加涡流器安装的对数, 对减小畸变有利, 这便是 “1B” 较小攻角时 $|DC60|$ 低于 “1A” 的原因。

图 4 (b) 为涡流器流向安装位置对扩压器性能的影响。除了小攻角 ($\alpha < 8^\circ$) 时, “1C” 的 $|DC60|$ 略大于 “1B” 外, 较大攻角时, “1C” 的 $|DC60|$ 均小于 “1B”, 而 $|\bar{C}_p^*|$ 也略小。涡流器产生的涡应位于附面层的边界处, 才能较好地改善附面层流动。“1B” 由于离前缘有 5mm, 产生的涡离前缘位置较远, 虽然小攻角时能较好达到上述要求, 但大攻角时, 由于背风面附面层急剧增厚, 其效果便差一些, 而 “1C” 处于前缘位置, 所产生的涡的位置相对于当地附面层较高, 较适合于大攻角, 且小攻角时性能牺牲也不大。因而可以认为将涡流器安装于前缘位置较适宜。

表 1 “1D” 和 “2D” 的比较 ($\alpha = 30^\circ$)

涡 流 器	“1D”	“2D”	“0”
DC60	-0.23	-0.31	-0.38
$\bar{C}_p^*$	-0.46	-0.61	-0.53

装涡流器。

图 4 (d) 为涡流器布局方案对扩压器性能的影响。“1D” 在很大的攻角范围内 ($0 \leq \alpha \leq 40^\circ$) 都较大程度地降低了 $|DC60|$, 并保持 $\bar{C}_p^*$ 基本不变, 因此 “1D” 更优于 “1C”。

图 4 (c) 和表一为涡流器数量, 即在导流板上也同时安装涡流器对扩压器性能的影响。在 C 型涡流器中, 不管是 DC60 还是 $\bar{C}_p^*$ 都以 “1C” 为最佳。另外 “2D” 也不如 “1D”。可是在长方形截面进气道中没有必要在导流板上也同时安

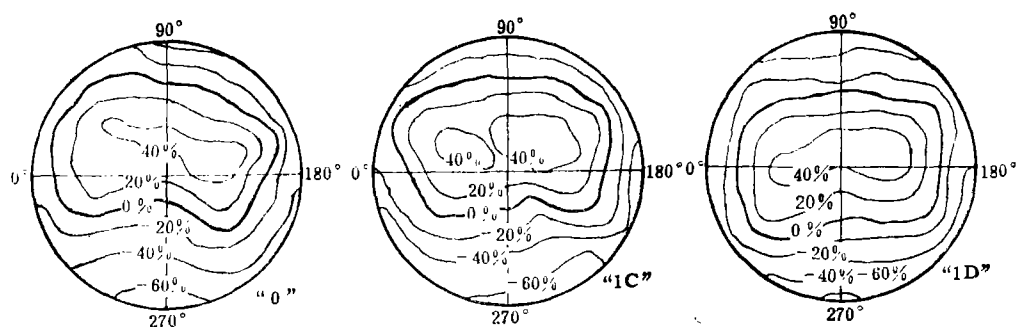


图 5 出口截面等压线图

图 5 为“0”、“1C”和“1D”在 $\alpha = 30^\circ$ 时的出口截面等压线图(“1A”、“1B”及“2C”、“3C”都与“1C”相似), 从中可见, “1C”未能很好地改善处总是出现在 270° 附近的低压区。由于出口截面的总压场是由上游流动情况经沿程演变而成的, 可以设想此处是由进口处两个避风面尖角低速区经扩压段及方转圆段造成。D 型涡流器独特的尖角处两涡流器叶片用于改善这两个尖角低速区的流动。其原因是, “1D”尖角处两涡流器叶片所产生的涡使得尖角低能流体和主流交换动量, 从而提高了低速区的流速^[2]。而“1C”则由于尖角处涡的转向与“1D”相反, 此处低速区未能得到改善。

装有导流板时, 在大攻角下导流板避风面也存在低速区, 然而装“2C”、“3C”涡流器, 却不仅 $|\overline{C_p}|$ 增加, 而且 $|\overline{DC60}|$ 也都大于“1C”, C 型涡流器固然未能很好地改善进口尖角低速区, 然而“2D”和“1D”相比也出现同样的结果。表明这并不是因涡流器的布局而造成, 而是将涡流器应用在导流板场合下所出现的新问题。对这个问题可以这样理解: 尽管导流板避风面尖角处也是低速区, 但导流板在进气道进口段已经结束, 在其下游, 上述低速流体将与导流板迎风侧较高速流体进行动量交换, 因而沿程流速将得到提高, 在出口截面上不再构成低总压区。由此可见, “2C”、“3C”以及“2D”除了改善低压区外, 还使得较高压区的总压增高, 反而使 $|\overline{DC60}|$ 增大。

三、结 论

1. 进气道有进口导流板加装涡流器时, 应找出进口处造成出口截面低压区的根源, 针对性地利用涡流器的局部效应改善之, 可在基本保持沿程总压损失不变的同时, 较大幅度地降低出口截面的畸变量。本实验结果表明, “1D”方案有效改善长方形截面进气道进口尖角处的流动, 从而使在 $0 \sim 40^\circ$ 攻角范围内, 进气道沿程 $\overline{C_p}$ 基本不变而出口截面 $|\overline{DC60}|$ 降低 45%~75%。

2. 装有导流板的条件下, 由于空间小, 流动条件恶劣, 涡流器的大小不能按常规设计。将其安装在前缘并适当减小尺寸, 能较好地发挥其作用。

3. 在导流板上是否也加装涡流器, 应视导流板避风面的低速区是否构成了出口截面低压区根源的情况而定。在长方形截面进气道中, 没有必要在导流板上亦加装涡流器。

参 考 文 献

- [1] 张世英、杨高明, “进气道进口导流板的工作机理”, 航空动力学报, 第 1 卷第 2 期(1986)。
- [2] Lachmann, G.V., “Boundary Layer and Flow Control”, Pergamon Press, Oxford(1961), pp1277~1312。
- [3] 潘华辰, “涡流发生器对附面层作用的实验和计算”, 南京航空学院博士学位论文(1985)。

A JET THRUST MEASUREMENT METHOD WITH GAS COMPOSITION ANALYSIS

Peng Shiyi

(Nanhua Powerplant Research Institute)

Abstract

A new method is proposed which uses composition analysis of gas from engine for determining jet thrust at a given fuel consumption. This method has been verified in JT15D engine testing, and the thrust error is about 6.9%.

FLIGHT TEST ON ENGINE SURGE INDUCED BY SIMULATED MISSILE FIRING

Li Shuren

(Flight-Test Research Centre)

Abstract

Based on flight test data of the engine surge induced by simulated missile firing, the behaviors of the surge are analyzed. The space and time response to the surge, the features of the surge course, and the formation and movement of the hammer shock are considered.

EFFECTS OF INLET-GUIDE-VANE WITH VORTEX GENERATOR ON PERFORMANCE OF AIR-INTAKE

Wang Xiaowen and Zhang Shiyong

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

An experimental investigation has been made on improvement of flow field in an air-intake with inlet-guide-vanes by the aid of vortex generators. Emphasis is placed on the effects of the vortex generator configuration and location on the performance of the air-intake.