

涡破碎片控制尖脊进气道 总压畸变的试验研究*

钟易成, 余少志, 陈 晓

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 地面静止状态下, 在 Caret进气道进口下唇口外侧和外唇口下侧角落处存在一个较强的顺时针旋转大涡, 涡破碎片控制该进气道总压畸变, 即利用涡破碎片产生的反向旋转旋涡来抵消或减弱该旋涡。研究了涡破碎片分别安装在外唇口下侧和下唇口外侧时, 几何尺寸、安装位置、以及安装角对 Caret进气道出口流场总压畸变影响趋势。研究表明, 安装在外唇口下侧的涡破碎片能改善总压畸变流场并可使 Caret进气道在较小流量下使稳态总压畸变值减小 17%, 而安装在下唇口外侧的涡破碎片对畸变流场影响不大。

关键词: 进气道; 流场畸变; 涡破碎片⁺; 地面试验

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2005) 01-0034-04

Experimental investigation on caret inlet's total pressure distortion controlled by vortex break fence

ZHONG Yi-cheng YU Shao-zhi CHEN Xiao

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract It is shown by experiment that there is a strong and large clockwise vortex at caret inlet's entry corner between outer and bottom cowling lip under takeoff condition, which may cause heavy total pressure distortion at engine face; therefore, to reduce caret inlet's distortion by vortex break fence (VBF) means counteracting or weakening the clockwise corner vortex by a counter-rotating vortex generated by VBF. Influences of different VBF size, fixed angle and position on inlet exit distortion were investigated by means of fixing VBF on outer and bottom cowling lip separately. The results show that the VBF fixed on outer cowling lip can improve inlet exit distribution of total pressure and cause nearly seventeen percent reduction of total pressure circumferential distortion indices ($\Delta\sigma_0$ and DC_{60}) under condition of exit Mach number 0.26 while there is little influence on inlet exit total pressure distortion when VBF is fixed on bottom cowling lip.

Key words Inlet; Flow distortion; Vortex break fence⁺; Ground test

1 引 言

尖脊 (Caret) 进气道是一种将高超声速乘波 (Waverider) 理论尖脊翼 (Caret wing) 设计概念应用于超声速飞机的两波系不可调进气道, 可达到机动性、气动性能、隐身和结构简化要求的统一, 已成功用于 F/A-18E/F 和 F-22 上^[1,2]。涡破碎片 (Vortex break fence 简称 VBF) 是波音 (原麦道) 公司研发 F/A-18E/F 时, 为减小其 Caret 进气道地面静止状态总

压畸变而采取的控制措施^[2]。

对 Caret 进气道设计概念及其有关性能进行研究具有现实的工程意义。作者在乘波理论研究基础上, 最初曾对比研究 Caret 进气口对大 S 弯矩形扩压器流动影响^[3], 此后进一步研究出该型式进气道的完整设计方法、设计步骤并解决了该型进气道波系配置及流量匹配等问题^[4], 并参照 F/A-18E/F 进气道有关数据设计了一个 Caret 进气道模型。研究了该尖脊进气道缩尺模型地面静止状态下的气动特性及

* 收稿日期: 2004-03-18 修订日期: 2004-08-05。

基金项目: 航空科学基金资助项目 (95C52036)。

作者简介: 钟易成 (1970—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: zhongyc@nuaa.edu.cn

唇口厚度对其性能影响^[4 5]以及低速来流下的大攻角 ($\alpha \leq 45^\circ$)、大侧滑角 ($\beta = -15^\circ \sim +15^\circ$) 气动特性^[4 6]。对 Caret 进气口流动特性研究表明, 地面静止状态下, 在 Caret 进气道进口下唇口外侧和外唇口下侧的角落处存在一个较强的顺时针大涡^[4 5]。采用涡破碎片控制进气道总压畸变即从控制这个涡着手, 用涡破碎片产生的反向旋涡来抵消或减弱该旋涡。本文即研究涡破碎片几何尺寸、安装位置对 Caret 进气道出口流场总压畸变影响规律, 以期选择涡破碎片的安装位置及几何参数, 找出其较好的组合并给出其控制效果。

2 试验模型与设备

图 1(a) 所示为 Caret 进气道进口段示意图, 该进

口段参照 F/A-18E/F 有关参数设计而成, 其结构和文献[5]相同, 逆航向看为右侧进气道。图 1(a) 中各参数意义: B_0 为进气道外侧板高度, Z_b 为安装在外侧板时涡破碎片前缘点与外唇口/下唇口直交线段起点 (起始角落点) 距离; B_d 为下唇口的宽度, Y_b 为安装在下唇口时涡破碎片前缘点与起始角落点距离。为与之对比, 图 1(b) 给出了 F/A-18E/F 进气口及其涡破碎片。本文采用的涡破碎片为 NACA0012 对称翼型叶片的一半, 当来流相对于叶片具有迎角 α_0 时, 在迎风面和背风面形成压差, 产生了围绕叶片的附着涡, 该附着涡在叶片尾缘脱落成尾涡, 如图 1(c) 所示; 如果该涡旋转方向与 Caret 进气道进口角落涡旋转方向相反, 就能使角落涡减弱甚至破碎, 从而减小进气道出口总压畸变。

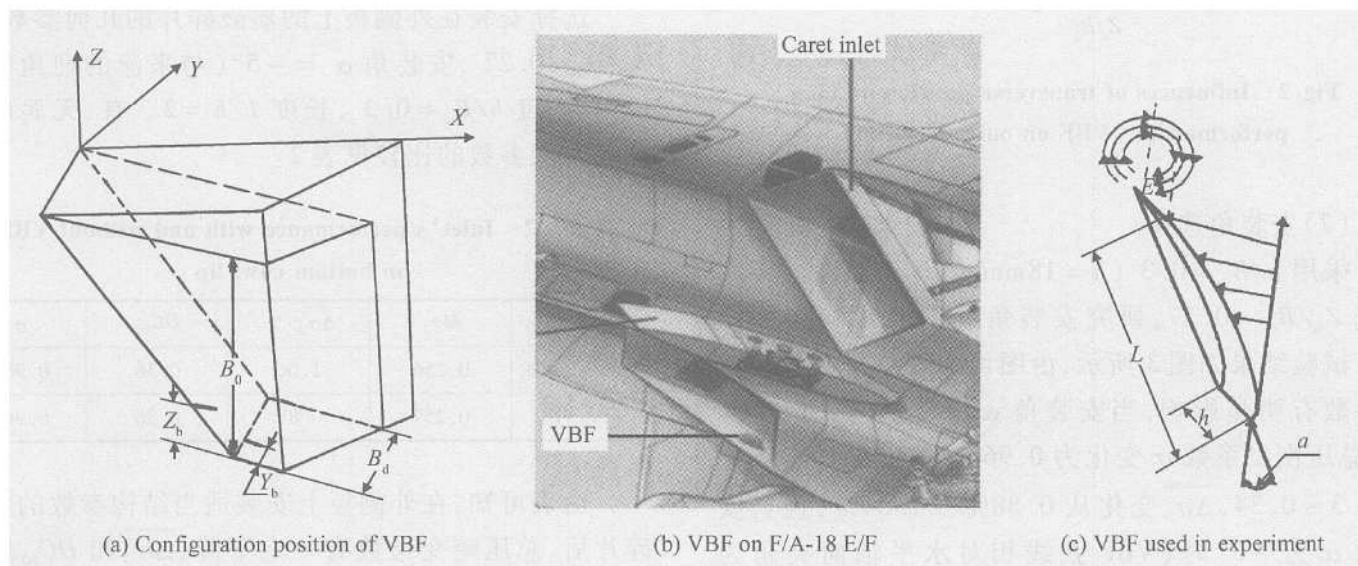


Fig 1 Vortex break fence (VBF)

模型后的吸气式气源为一台鼓风机, 通过旁路阀门控制试验模型吸气量来调节所需进气道出口平均马赫数, 所试验的出口平均马赫数约为 0.26。在 S 弯扩压器后连接具有 21 根总压探针十字形总压耙的可转动测量段, 测试时十字耙每转 30° 测一次, 进气道出口共测 60 点总压值。压力测量采用张丝式压力传感器, 压力信号经直流放大器放大后, 再经 A/D 转换器输入计算机进行数据采集。各测压点在进入压力传感器之前分别经过一个稳压管, 以减小压力脉动, 所测压力误差与大气压之比不超过 0.07%。

3 涡破碎片控制总压畸变流场

鉴于 Caret 进气道的角落涡处于进气口外唇口下侧和下唇口外侧的角落处, 涡破碎片可安装于进气

道的下唇口外侧或外唇口下侧。试验研究的涡破碎片如图 1(c) 所示, 为对称翼型叶片的一半, 其几何尺寸包括高度 h 和长度 L , 在下唇口和外唇口的安装尺寸包括相对于唇缘的轴向位置 X , 如图 1(a) 所示的横向位置 Y_b 或 Z_b , 以及涡破碎片安装角 α (涡破碎片弦线与下唇口/外唇口交线的夹角)。本试验研究以上 5 个几何参数对 Caret 进气道出口流场总压畸变的影响, 为涡破碎片的安装位置及几何参数选择提供依据。试验中进气道出口马赫数 $Ma_2 \approx 0.26$ 。首先研究安装在进气口外侧板上的涡破碎片的控制情况。

(1) 安装位置选择

试验表明, 以来流方向为准, 涡破碎片轴向安装位置越靠前, 控制效果越好, 为此轴向位置选在唇口

圆弧与内侧平面切点上 ($X = 0$)。采用 $h/B_d = 0.3$ ($h = 18\text{mm}$), $L/h = 1.5$ 的涡破碎片, 安装角度 α 为 0° (即 VBF 弦线平行于下唇口与外唇口交线), 试验研究横向位置 Z_b 对总压畸变指数和总压恢复系数的影响。试验结果如图 2 所示, 图中 DC_{60} 和 $\Delta\sigma_0$ 为周向总压畸变指数, σ 为总压恢复系数。可以看到 Z_b 值改变对总压畸变指数有较明显的影响, 当 $Z_b/B_0 = 0.27$ 时总压畸变指数最低。

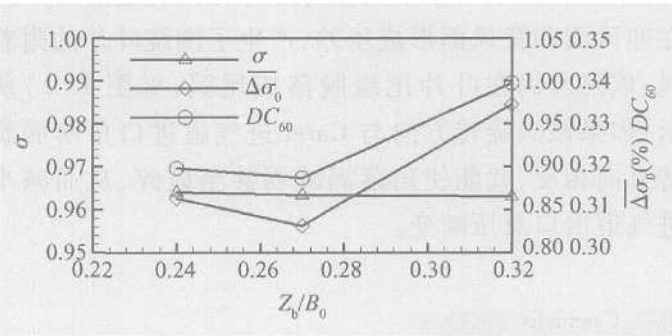


Fig 2 Influences of transverse position on inlet performances (VBF on outer cow l lip)

(2) 安装角选择

采用 $h/B_d = 0.3$ ($h = 18\text{mm}$), $L/h = 2$ 的 VBF, 且选 $Z_b/B_0 = 0.27$, 研究安装角 α 对总压畸变的影响。试验结果如图 3 所示, 由图可知安装角 α 对各性能参数有明显影响, 当安装角 α 变化从 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 时, 总压恢复系数 σ 变化为 $0.960 \sim 0.966$, DC_{60} 变化为 $0.3 \sim 0.34$, $\Delta\sigma_0$ 变化从 $0.88\% \sim 1.04\%$, 且当安装角 α 为 -5° 时 (VBF 弦线相对水平轴向夹角为 12° , 近似于迎角), 总压畸变指数最小。这是因为随着迎角的增加, 涡强度存在一个最大值, 故迎角对总压畸变的影响有一最佳值。

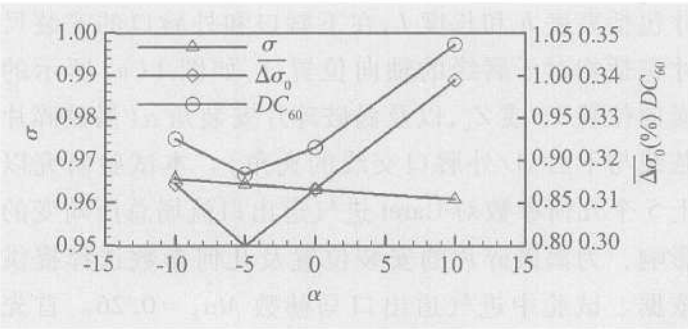


Fig 3 Influences of fixed angle on inlet performances (VBF on outer cow l lip)

(3) 高度和长度的选择

采用安装角 $\alpha = -5^\circ$ 和 $Z_b/B_0 = 0.27$, 研究 h, L

对总压畸变指数的影响, 试验结果如表 1 所示。根据表 1 可知, 随着高度或长度的增加 $\Delta\sigma_0$ 和 DC_{60} 均减小, 但同时高度或长度增加会使涡破碎片所造成的流动损失增大, 故总压恢复系数 σ 略有所下降。由于 $h/B_d = 0.332$ ($h = 22\text{mm}$) 时, 涡破碎片太高, 对进气口流动干扰大, 因此最后选择 $h/B_d = 0.3, L/h = 2.0$ 的涡破碎片。

Table 1 Influences of VBF's height (h) on inlet's performance

h	Performance	L/h	Ma_2	DC_{60}	$\Delta\sigma_0/\%$	σ
18mm		2.0	0.257	0.300	0.88	0.964
22mm		1.5	0.256	0.306	0.89	0.963
18mm		1.5	0.26	0.354	1.11	0.965

选择安装在外侧板上的涡破碎片的几何参数为: $Z_b/B_0 = 0.27$, 安装角 $\alpha = -5^\circ$ (与来流的迎角约为 12°), 高度 $h/B_d = 0.3$, 长度 $L/h = 2.0$ 。有、无涡破碎片各性能参数的比较见表 2。

Table 2 Inlet's performance with and without VBF on bottom cow l lip

Performance	Ma_2	$\Delta\sigma_0/\%$	DC_{60}	σ
Without VBF	0.256	1.06	0.36	0.963
With VBF	0.257	0.88	0.30	0.964

由表可知, 在外侧板上安装适当结构参数的涡破碎片后, 总压畸变指数有一定下降, $\Delta\sigma_0$ 和 DC_{60} 均下降约 17%, σ 值几乎不变。在外侧唇口安装涡破碎片和未安装涡破碎片的进气道出口总压分布如图 4 所示, 图中圆点为总压测点位置。正如文献 [5] 所述, Caret 进气道进口处的高压区在左上角而低压区在右下角, 但由于右下角的顺时针旋转涡以及 S 弯扩压器的旋流作用, 最终使进气道出口的高压区位于右上角而使低压区位于左侧, 如图 4(a) 所示。而安装 VBF 后 (见图 4(b)), 使 $\sigma < 0.950$ 的低压区明显减小, 而 $\sigma > 0.959$ 的区域则向低压区有所扩展, 从而减小了周向总压畸变; 同时高、低压区位置沿逆时针方向有所移动。

此外, 进行了 VBF 安装在下唇口处的试验, 通过试验对 VBF 高度、VBF 的安装位置和安装角做了优选。最后选择的涡破碎片结构参数为, $h/B_0 = 0.18, L/h = 1.5, Y_b/B_d = 0.1$, 安装角 $\alpha = 0^\circ$ (迎角约 13°)。表 3 列出了下唇口处有、无涡破碎片时的进气道性能

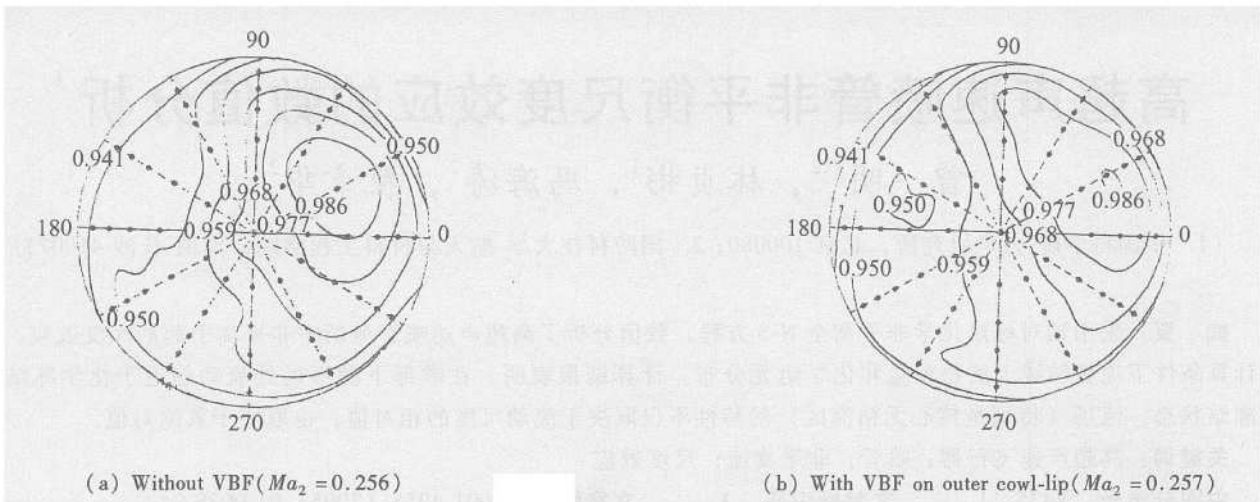


Fig 4 Contour plots of total pressure recovery coefficient at exit of caret inlet with and without VBF

参数, 由表可见, 在下唇口处安装经过优选的涡破碎片后, 进气道总压畸变指数的下降幅度有限。

Table 3 Inlet's performance with and without VBF on outer cowl lip

Performance	Ma_2	$\overline{\Delta\sigma_0} \%$	DC_{60}	σ
Without VBF	0.256	1.06	0.36	0.963
With VBF	0.261	1.00	0.326	0.962

4 结 论

本试验研究表明, 安装在下唇口的涡破碎片对总压畸变流场的影响不大, 而安装在外侧唇口上的涡破碎片确能改善总压畸变流场并可在较小流量下使 Caret 进气道总压畸变值减小 17%。应该说, 与作者曾研究过的采用涡流发生器控制总压畸变流场使进气道出口总压畸变指数减小 50% 的控制效果^[7]相比, 涡破碎片的作用还是较小的。但是涡破碎片仅采用一片叶片, 结构简单、安装简易、重量轻且对总压恢复系数的影响较小, 当进/发流场匹配问题不是很严重时, 仍不失为一种有效的总压畸变控制技术。

参考文献:

[1] McFarlan J D. Lockheed Martin's joint strike fighter di-

verterless supersonic inlet[R]. Lockheed Martin Aeronautics Company, 2000

[2] Hall G R, Huwitz W M, Tiebens G S et al. Development of the F/A-18E/F air induction system [R]. AIAA 93-2152

[3] 钟易成, 余少志, 陈 晓. 带尖脊进气口的大 S 弯扩压器流动特性研究 [J]. 航空动力学报, 1996, 11(4).

[4] 钟易成. 基于乘波理论的新型进气道设计研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2003

[5] 钟易成, 余少志, 陈 晓. 尖脊 (Caret) 进气道地面气动特性试验研究 [J]. 推进技术, 2000, 21(4). (ZHONG Yi-cheng YU Shao-zhi CHEN Xiao Experimental investigation on gas-dynamic performance of caret inlet under takeoff condition [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4).)

[6] 钟易成, 余少志, 陈 晓. 低速来流大攻角侧滑角状态下尖脊进气道气动特性试验研究 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(1).

[7] 钟易成. 三角形埋入式涡流发生器机理和应用研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 1995

(编辑: 梅 瑛)