

文章编号: 1000-8055 (2001) 01-0023-05

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

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: 在低速来流状态下试验研究了大攻角 ($\alpha = 0 \sim 45^\circ$) 和侧滑角 ($\beta = -15^\circ \sim 15^\circ$) 对 Caret 进气道气动性能的影响。给出了在各攻角下进气道性能参数随侧滑角变化的特点及典型状态下进气道出口总压恢复系数分布图谱, 分析了出口总压分布图谱与进气口流动之间的关系。试验表明: 在低速来流状态 ($Ma \approx 0.1$) 下, 随着攻角的增加 (α 从 0 增加到 45°), 进气道总压恢复系数下降较小, 总压畸变指数几乎不变, 这有利于飞机的大攻角机动飞行。

关键词: 气动特性; 尖脊进气道; 攻角; 侧滑角

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

1 引言

近年来, 波音 (原麦道) 公司提出了一种新型的 Caret 进气道设计概念并在飞机上进行了验证^[1, 2]; 现在, 采用该项技术的改进型军机 F/A-18E/F 已开始服役^[3], 标志着这种进气道设计概念在实际应用中获得成功。Caret 进气道为两波系不可调进气道, 结构简单、重量轻。这种进气道的一个重要特点是理论上, 在设计点进气口有一道平面封口斜激波, 该封口波后为均匀超声速流场, 再经过一道正激波或强解激波使气流成为亚声速流。与传统具有一个压缩斜板的二元超声速进气道不同, Caret 进气道压缩面由两个存在某种约束关系的后掠尖楔 (内斜板和顶斜板) 组成。内斜板和顶斜板分别带有斜错角、内偏角和后掠角、下反角, 可大大改善大攻角机动飞行时的进气捕获状况和进气道性能; 并可根据飞机隐身要求调整进气口各前缘线的夹角, 有效减少飞机和进气道的雷达散射面积 (RCS), 从而达到机动性、隐身和结构简化要求的统一。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。本文作者在

对波机机理研究基础上研究出该型式进气道的设计方法、设计步骤并解决了相关问题。在对比研究 Caret 进气口对大 S 弯矩形扩压器流动影响^[4]的基础上, 参照 F/A-18E/F 进气道有关数据设计了一个 Caret 进气道模型。本文在研究该模型地面静止状态下的气动特性及唇口厚度对其性能影响^[5]的基础上, 试验研究了该尖脊进气道缩尺模型在低速来流下 ($Ma \approx 0.1$) 大攻角 ($\alpha \leq 45^\circ$), 大侧滑角 ($\beta = -15^\circ \sim +15^\circ$) 气动特性。

2 试验设备与模型

图 1 所示为试验设备示意图。Caret 进气口

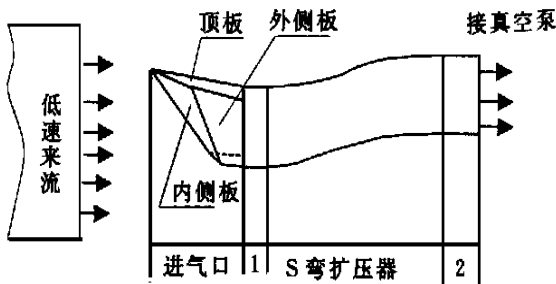


图 1 试验设备示意图

参照 F/A-18E/F 有关参数设计而成^[1], 其结构和

收稿日期: 2000-03-13; 修订日期: 2000-07-26

基金项目: 航空科学基金资助项目 (95C52036); 该项目获 1999 年度航空科技进步三等奖

作者简介: 钟易成 (1970-), 男, 南京航空航天大学能源与动力学院讲师, 在职博士

文献 [5] 相同, 逆航向 (亦为本文讨论方向) 看为右侧进气道。进气道攻角的定义和飞机定义相同, 侧滑角则是针对图 1 所示进气道定义的: 来流不变的情况下, 进口向左偏转, 为负侧滑角; 进口向右偏转, 为正侧滑角。图中 1 为转接段, 将不规则四边形按等截面转为长方形; 其后的 S 弯扩压器形状和中心线参照 F18 有关数据设计, 内通道形状为方转圆, 扩压器出口直径 D 为 94 mm, 扩压比 1.294。为了模拟前机身和机翼前缘边条对进气道气动性能的影响, 在进气口上侧和内侧 (左侧) 分别安装 2 块平板, 上侧平板尺寸及其相对进气口位置与 F/A-18E/F 飞机的翼边条 (LEX)^[1] 对应。

试验中低速来流由吹气式风洞提供, 其气源为一大流量鼓风机, 风洞出口流速为 29 m/s ($Ma_\infty \approx 0.1$)。模型后的吸气式气源为一台鼓风机或 5 台大功率真空泵。试验中可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范围约为 0.25~0.57。在 S 弯扩压器后连接可转动的测量段 (图 1 中标号 2), 测量段内安装一具有 21 根总压探针的十字形总压耙, 每个耙由 5 根按等环面积分布的探针组成, 测试时十字耙每转 30 测一次, 共测 60 点总压值。压力测量采用 48 点扫描阀、涨丝式压力传感器, 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, 所测压力脉动值与大气压力比值误差不得超过 0.07%。

3 试验结果与分析

3.1 攻角对进气道气动性能的影响

图 2 为 $\beta = 0$ 时在不同攻角 ($\alpha = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$; 分别对应图中 A, B, C, D) 下, 进气道气动性能随 Ma_2 变化曲线, 图中也示出在地面静止状态下的进气道气动性能变化曲线 (以 Gd 表示)。图 (a) 为总压恢复系数变化曲线, 图 (b) 为周向总压畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}$ (俄罗斯采用) 变化曲线, 图 (c) 为周向总压畸变指数 DC_{60} (英国采用) 变化曲线。

图 2 (a) 表明, 在相同 Ma_2 值下, σ 值随着 α 的增加有所下降。在各 α 值下, σ 值随着 Ma_2 的增加而减小。在所测量的进气道出口 Ma 数范围 ($Ma_2 \approx 0.25 \sim 0.57$) 和攻角范围 ($\alpha = 0^\circ \sim 45^\circ$) 内, 在相同的 Ma_2 下, 当 α 值从 0 变化到 45° 时, σ 下

降不超过 2% ($Ma_2 \approx 0.57$ 时, σ 下降约 1.6%)。图 2(b, c) 表明, 在各 α 值下畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}$ 和 DC_{60} 随着 Ma_2 的增大而上升。在各 Ma_2 值下, 随着 α 的变化, $\overline{\Delta\sigma_0}$ 几乎没有变化, 而 α 对 DC_{60} 的影响与 Ma_2 有关, 当 Ma_2 较小时, α 对 DC_{60} 的影响较大,

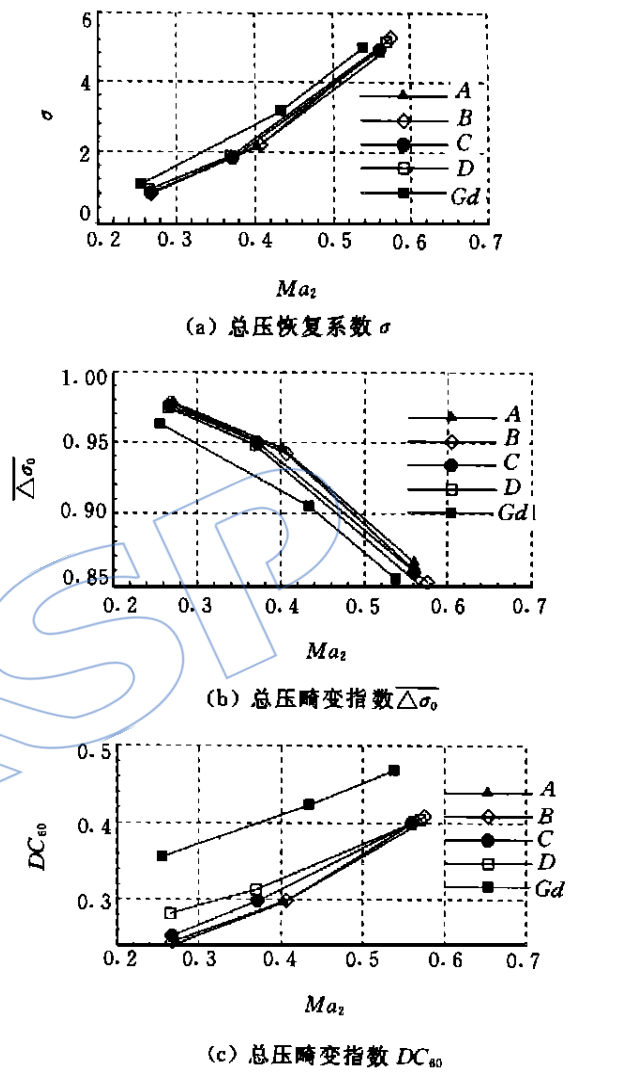


图 2 不同攻角下性能参数随 Ma_2 变化且随着 α 的增加, DC_{60} 也增加; 但随着 Ma_2 的增大 α 对 DC_{60} 的影响逐渐减小, 在 $Ma_2 \approx 0.57$ 时, 不同 α 角下的 DC_{60} 值几乎没有差别。表 1 数据表明, 当 $Ma_2 \approx 0.5$ 时, 随着 α 角增加, σ 值下降较小, $\overline{\Delta\sigma_0}$ 和 DC_{60} 几乎不变。从图 2 中还可以看到,

表 1 $Ma_2 = 0.5$ 时性能参数随攻角变化

$\alpha / (^\circ)$	σ	$\overline{\Delta\sigma_0} / (\%)$	DC_{60}
0	0.89657	3.786	0.35671
15	0.8924	3.90	0.3596
30	0.8890	3.924	0.3672
45	0.8836	4.023	0.3735

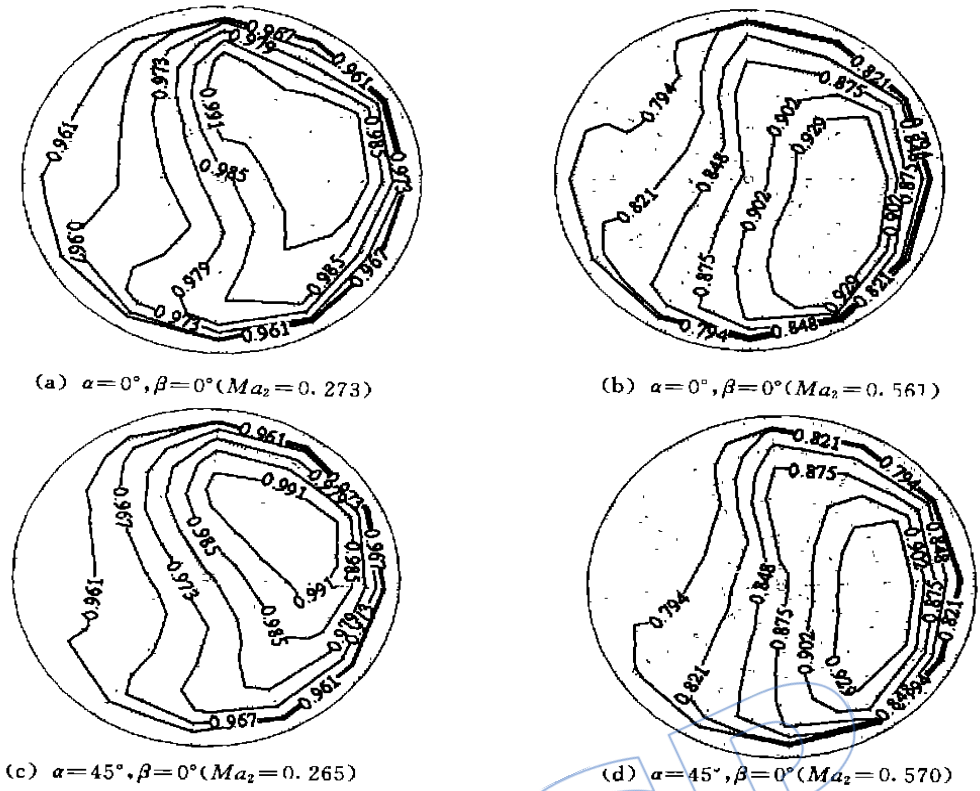


图 3 不同攻角下 σ 分布图谱

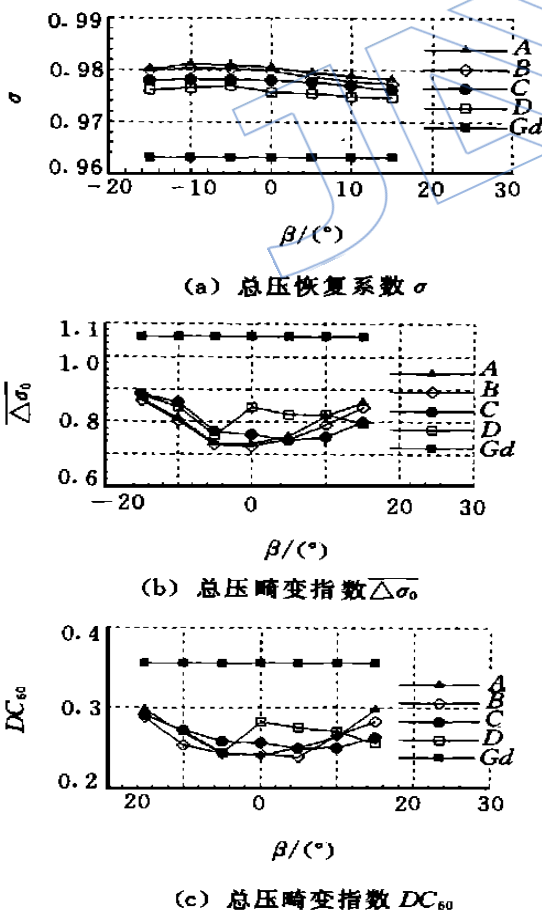


图 4 在各攻角下性能参数随侧滑角 β 的变化

在各 Ma_2 下, 尽管 α 增加会使进气道性能在不同程度上变差, 但其性能均比地面静止状态 (对应图中 Gd) 的要好, 即在任意相同 Ma_2 下, 地面静止状态下的总压恢复系数 σ 值最低, $\overline{\Delta\sigma_0}$ 和 DC_{60} 值最高, 这是因为在地面静止状态下进气口的绕流损失最严重。

对 *Caret* 进气道地面静止状态气动性能试验研究表明^[4,5]: 下唇口与外唇口 (右侧) 相连角落区域存在流动分离, 并形成一个顺时针方向旋转的较强的大旋涡; 在下唇口与内唇口 (左侧) 相连角落区域也有一个逆时针方向旋转的较弱的小旋涡; 这一对旋涡加之扩压段进口处右、左两侧静压差和上下两侧静压差的共同作用, 使得 *Caret* 进气道高、低总压区分别从进口的左上角、右下角顺时针旋转到进气道出口的右上角和左边。因此, 在相同来流速度及出口马赫数情况下, 高、低总压区的位置变化主要反映出进气道进口旋涡强弱。图 3 为 $\beta=0$ 时在两个不同 Ma_2 值和两个差别最大的 α 值下的进气道出口总压恢复系数分布图。可以看出, 在相同 Ma_2 下, 无论是在低的 Ma_2 (约 0.27) 下, 还是在较高的 Ma_2 (约 0.57) 下, 高、低压区的位置都不受攻角的影响, 表明攻角对进气口旋涡的强度影响不大。但是, 在相同攻角下, Ma_2 的上升会使低压区沿顺时针方

向转动。这表明, 当 Ma_2 上升时, 在下唇口与外唇口 (右侧) 相连角落区域沿顺时针方向旋转的旋涡变强, 而使整个总压分布场旋转。

3. 2 在各攻角下侧滑角对进气道气动性能的影响

图 4 所示为在较低出口马赫数 ($Ma_2 = 0.256$) 下, 在各攻角 ($\alpha = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ 分别对应图中 A, B, C, D) 下, 进气道的性能参数随侧滑角 β 的变化。为对比起见, 图中还绘出了地面静止状态下的性能参数 (对应图中 Gd)。由图 4(a) 可以看出: β 角从 -15 到 15 范围内变化时, σ 值变化不大, 一般不超过 3% , 且随着 α 的增加, 变化幅度略有减小。在各 α 值下, σ 最高值均出现在 $\beta = -5^\circ \sim -10^\circ$ 处, 而不在 $\beta = 0^\circ$ 处。各

攻角和侧滑角下的 σ 值与地面静止状态相比均高出 $1.5 \sim 2$ 个百分点。由图 4(b, c) 可以看出, 除了 $\alpha = 45^\circ$ 以外, 在各 α 下, 在 $\beta = 0^\circ$ 附近, $\overline{\Delta\sigma_0}$ 和 DC_{60} 值相对较小; 当 β 沿正或负方向增加时, 两个总压畸变指数值均增大。在各相同的 β 值下, 随着 α 变化, 畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}$ 和 DC_{60} 的变化不大, 仅在 $\beta = 0^\circ \sim 5^\circ$ 之间, $\alpha = 45^\circ$ 的总压畸变指数稍大。由图还看出, 与地面静止状态相比, 即使在大攻角和大侧滑角的情况下, 其 $\overline{\Delta\sigma_0}$ 和 DC_{60} 仍比地面静止状态时的相应值低。

图 5 为在 $\alpha = 0$ 和 45° 下, 两个差别最大 β 角状态下的出口总压恢复系数分布图。在 $\alpha = 0^\circ$ 下, β 角对进气道出口流场高、低压区位置有显著的影响, 随着 β 角从 -15° 向 15° 变化时, 整个流场发

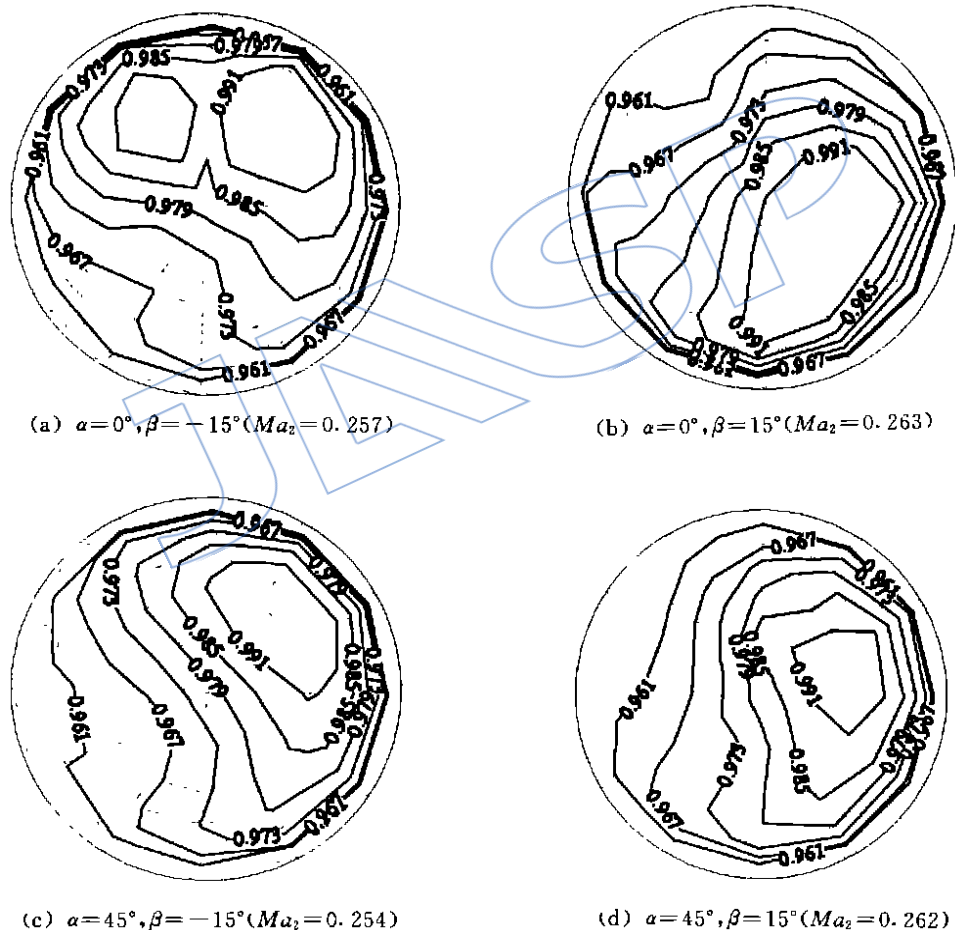


图 5 出口截面 σ 分布图谱随 β 的变化

生顺时针方向转动, 表明 $\alpha = 0^\circ$ 时进口处旋涡随 β 角增加而加强, 这会对进气道出口总压分布图谱产生影响。但是随着 α 的增加, β 角的影响减小, 在 $\alpha = 45^\circ$ 时, β 角从 -15° 变化到 15° 时, 其高、低压区位置沿顺时针方向的旋转很小。

4 结 论

(1) 在低速来流 ($Ma \approx 0.1$) 状况下, 飞行攻角变化 ($\alpha = 0^\circ \sim 45^\circ$) 对 Carot 进气道性能参数影响较小。在各 Ma_2 值下, 随着 α 值变化, 总压畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}$ 几乎不变。在 $Ma_2 = 0.50$ 时, 当 α 值

从 0 增加到 30 和 45 时, σ 值分别下降 0.8% 和 1.4%。该攻角特性与常规外压式进气道, 特别是两侧进气道相比, 显现出 Caret 进气道的优越性。

(2) 在低速来流和 $Ma_2=0.26$ 下, 进气道气动性能随着攻角和侧滑角 ($\alpha=0^\circ\sim45^\circ$; $\beta=-15^\circ\sim15^\circ$) 变化特点是: 各 σ 值均高于在地面静止状态下的值; 在各 α 值下, 在 $\beta=-15^\circ\sim-10^\circ$ 处的值最高; 在各 α 值下 (45 除外), 在 $\beta=0^\circ$ 附近, $\overline{\Delta\sigma}$ 和 DC_{60} 均较低, 当 β 沿着正或负方向增加时, $\overline{\Delta\sigma}$ 和 DC_{60} 均增大; 在各 β 值下, α 值对总压畸变指数影响较小; 在 $\alpha=0^\circ$ 时, β 角对进气道出口流场高、低压区位置有显著影响, 随着 β 角从 -15° 向 15° 变化时, 整个流场沿着顺时针方向转动, 但随着 α 角的增加, β 角对其影响逐渐减小。

参考文献:

1 Hall G R, Hurwitz W M, Tiebens G S etc. Development of the F/A-18E/F Air Induction System[R]. AIAA- 93- 2152.

2 Gridley M C, Cahill M J. ACIS Air Induction System Trade Study [R]. AIAA- 96- 2846.

3 金绮. 面向 21 世纪的改进—从“黄蜂”到“超黄蜂”(上)[J]. 国际航空, 1999, 434.

4 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): 385- 388.

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 (5): 12- 15.

(责任编辑 杨再荣)

Experimental Investigation on Gas-Dynamic Performance of Caret Inlet under Condition of Large Attack Angles and Yaw Angles

ZHONG Yi-cheng, YU Shao-zhi, CHEN Xiao

[College of Engrgy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China]

Abstract: An experimental investigation has been carried out. The influences of attack angle ($\alpha=0^\circ\sim45^\circ$) and yaw angle ($\beta=-15^\circ\sim+15^\circ$) on caret inlet gas-dynamic performance were investigated experimentally. The variation of the inlet performance parameters with the attack angles, as well as total pressure contour plots of inlet/exit at typical states, have been presented, and the relationship between flow characteristics of the inlet and its exit total pressure contour plots has also been analyzed. It is shown that, in the condition of low speed incoming flow ($Ma\approx0.1$), the inlet total pressure recovery coefficient decreases slowly with the increase of attack angle ($\alpha=0^\circ\sim45^\circ$), and the total pressure distortion is nearly unchanging. As a result, caret inlet is favorable to maneuver flight at large attack angle. With zero attack angle and at same exit Mach number, the yaw angle has a great influence on position of inlet/exit higher and lower total pressure domains, i. e. the whole exit flow field rotates clock-wise as the yaw angle increases ($\beta=-15^\circ\sim+15^\circ$). However, the influence of the yaw angle becomes weaker with the increase of attack angle.

Key words: caret inlet; distortion of total pressure; attack angle; yaw angle