

# 尖脊 (Caret) 进气道地面气动特性试验研究\*

钟易成, 余少志, 陈晓

(南京航空航天大学 动力工程系, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 在地面静止状态下试验研究了尖脊进气道气动特性以及唇口厚度对进气道性能影响, 给出了进气道各侧壁沿程静压分布及其出口总压分布图谱, 研究了进气口流动特点及其对出口总压畸变流场的影响。试验表明, Caret 进气道进口存在一大一小的反向旋转涡, 该旋涡的作用使得进气道高、低压区均旋转了  $90^\circ$  以上。进口下唇口和外唇口厚度对地面静止状态下的进气道总压恢复系数和总压畸变指数有较大的影响, 为进气唇口厚度的选择提供了依据。

**关键词:** 飞机发动机; 进气道; 气动特性; 地面试验

**中图分类号:** V235.113 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055(2000)05-0012-04

## Experimental investigation on gas-dynamic performance of caret inlet under takeoff condition

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

(Dept. of Power Engineering, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** An experimental investigation was carried out for caret inlet's gas-dynamic performance as well as the effect of inlet cowflap thickness on the performance under takeoff condition. The flow characteristics of the inlet and their influence on inlet exit distortion of total pressure were analyzed by means of static pressure distribution along each side of the inlet wall and total pressure contour plots of inlet exit. It is shown that there are two counter-rotating vortices at inside corner (weaker) and outside corner (stronger) separately on the bottom cowflap. As a result, the high and low total pressure domains were rotated more than  $90^\circ$  from inlet face to exit face of caret inlet. It is also shown that the thickness of caret inlet outside and bottom-side cowflaps has great influence on its total pressure recovery and total pressure distortion. The experimental results may be used in practical design of the caret inlet.

**Key words:** Airplane engine; Inlet; Aerodynamic characteristic; Ground test

## 1 引言

近年来, 美国 Northrop 和 MDA 公司 (现属波音公司) 在为美国海军研制改进型 F/A-18E/F 过程中, 采用 Caret 进气道设计概念改进原 F/A-18C/D 进气道并取得成功<sup>[1,2]</sup>。Caret 进气道设计采用了高超声乘波机 (Waverider) 理论中尖脊翼 (Caret wing) 设计概念<sup>[3]</sup>, 与传统具有一个压缩斜板的二元超声速进气道不同, 其压缩面由两个存在某种约束关系的后掠尖楔组成。Caret 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, 然后再经过一道正激波或强解激波使气流成为亚声速流。

Caret 进气道为两波系不可调进气道, 结构简单重量轻。该进气道进口内斜板和顶斜板分别带有斜错角、内偏角、后掠角和下反角, 可大大改善大攻角机动飞行时的进气捕获状况和进气道总压畸变, 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。在对比研究 Caret 进气口对方形扩压器流动影响<sup>[4]</sup>的基础上, 参照 F/A-18E/F 进气道有关数据重新设计了一

\* 收稿日期: 1999-11-21; 修订日期: 2000-01-07。基金项目: 航空基础科学基金资助项目 (95C52036)。

获奖情况: 航空科技进步三等奖。

作者简介: 钟易成 (1970—), 男, 博士, 讲师, 研究领域为航空发动机。

个 Caret 进气道; 本文即研究其地面静止状态下的气动特性及唇口厚度对其性能的影响。

## 2 试验模型与设备

图 1 所示为试验模型的 Caret 进气道进口段, 为参照 F/A-18E/F 有关参数设计而成<sup>[1]</sup>, 逆航向 (亦为本文讨论方向) 为右侧进气道; 图中内侧板和外罩上的五条缝为预想的吸除缝 (本试验未采用); S 弯扩压器的形状和中心线参照有关数据设计, 内通道为方转圆, 扩压器出口直径为  $D=94\text{ mm}$ 。在 S 弯扩压器后连接可转动的测量段, 测量段内安装一个具有 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  $30^\circ$  测一次, 共测 60 点总压值。在总压测量截面处的内壁沿周向均匀分布 8 个静压孔, 用以测量进气道出口平均静压。在模型头部上、下、左、右内壁面上也分别布置 5 个, 2 个, 4 个和 3 个静压孔。在 S 弯扩压器上、下、左、右内壁面上也分别布置 14 个, 14 个, 13 个和 13 个静压孔, 以测量沿程静压分布。

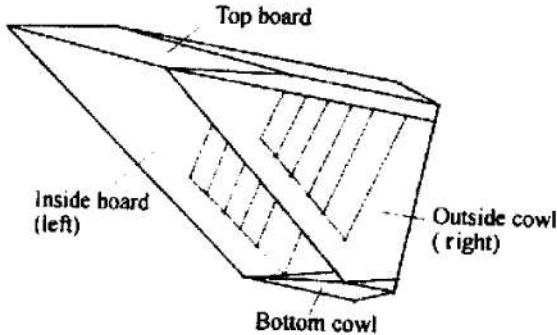


Fig. 1 Head of caret inlet (thickness of outside cowl slip is zero)

试验设备采用真空泵吸气式气源。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, 马赫数范围约为  $0.25\sim 0.57$ 。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均分别经过一个稳压管, 每点压力测量值与大气压力的比值误差不超过  $0.07\%$ 。

## 3 试验结果与分析

### 3.1 Caret 进气道流动特性

通过丝线流谱观察表明, 在下唇口与外唇口 (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小旋涡, 但前者旋涡的强度大于后者。上述现象的存在是由于进气道外唇口上下斜切 ( $45^\circ$ ) 以及下唇口左右斜错 ( $29^\circ$ ) 严重, 造成下唇口与外唇口相交角落区域的流动分离, 形成了低压区。此外, 外唇口 (右侧) 壁面附面层在上下静压差的作用下, 内部出现自上向下的二次流, 因而形成了一个较大较强的顺时针方向旋涡。同样, 内唇口 (左侧) 壁面附面层内气流在上下静压差的作用下, 出现自上向下的二次流并在此角落处形成一个较小较弱的逆时针方向旋涡。流谱观察也表明, 在进气口上侧和内侧的流线呈规则而稳定地流向内部。

图 2 表示进气道出口平均马赫数  $Ma_2=0.47$  时, 进气道上、下、左、右各侧壁面中心线处  $p_s/p_H$  沿程分布图 (图中  $X$  为测压点离 S 弯扩压器进口处的壁面距离,  $L$  为扩压器长度), 由图看出在进气口前缘 (唇口后) 上、左、右侧壁的  $p_s$  值比较高, 之后随着加速过程而逐渐下降。而在下侧壁, 由于进口气流分离严重, 总压损失大, 因而  $p_s$  很低, 进入转接段  $p_s$  上升。由于受到进气头部和转接段转弯的影响, 在扩压段进口处各侧壁的  $p_s$  值不相同 ( $p_{s右} > p_{s上} > p_{s下} > p_{s左}$ ), 左 (内) 侧壁的  $p_s$  最低, 这是由于该值是处在转接段后的凸面。进入扩压段后, 各侧壁的  $p_s$  逐渐上升。由于扩压段上下和左右两个方向的转弯很缓和, 各侧壁的  $p_s$  值差别较小, 在扩压器出口段  $p_s$  值趋向均匀。

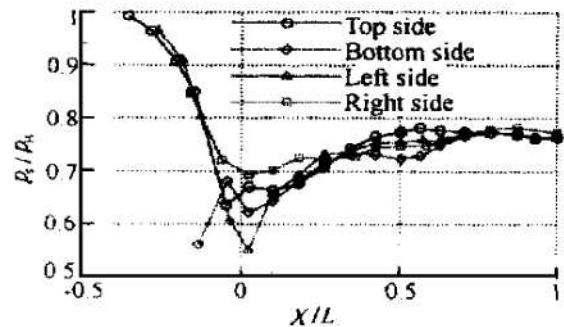


Fig. 2 Static pressure distribution along side walls

图 3 为  $Ma_2=0.47$  的进气道出口  $\sigma$  分布图, 该总压分布图是属于单个低压区的图谱, 高、低压区分别处于右、左两边。低压区处在左边, 其原因主要在于: 进气口下外侧较强的顺时针方向旋转旋涡将在进口处该区域的低压区旋向左 (内) 侧; 在扩压段进口处右、左两侧静压差和上下两侧静压差的共同作用下, 也促使低压区转向左 (内) 侧。

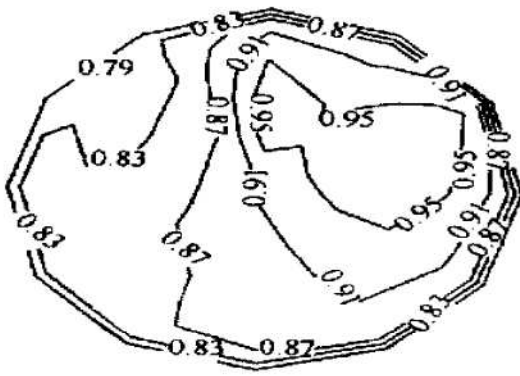


Fig 3 Total pressure contour in inlet exit ( $Ma_2=0.473$ )

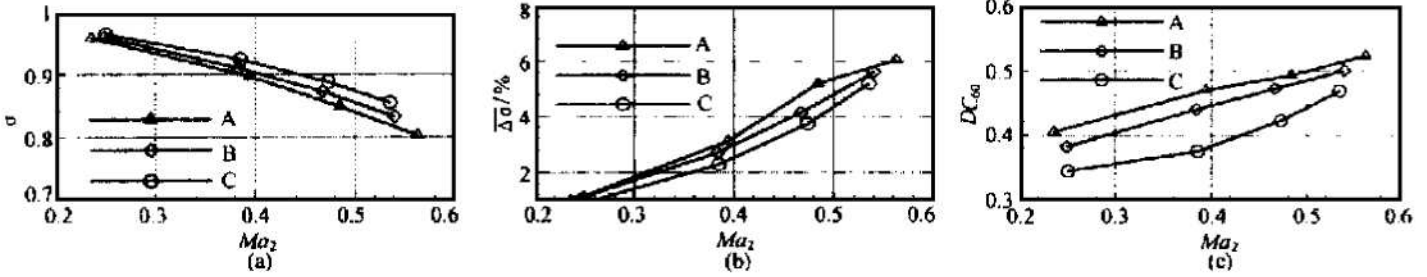


Fig 4 Variation of inlet exit performance variables with different  $Ma_2$  and different cowl slip thickness

(a)  $\sigma-Ma_2$  (b)  $\overline{\Delta\sigma_0}-Ma_2$  (c)  $DC_{60}-Ma_2$

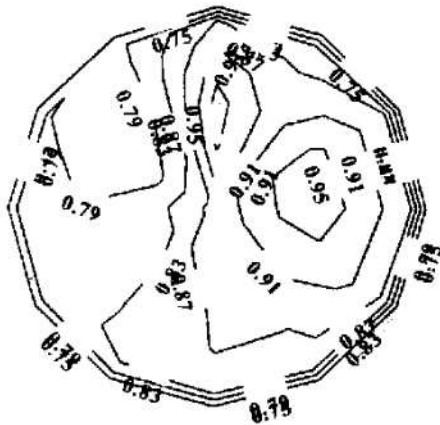
## 2 Caret 进气道进气唇口厚度对其性能参数影响

在地面起飞状态下，唇口厚度和内唇口形状对进气道性能有很大影响，Caret 进气道的上唇口和左（内侧）唇口应为尖唇口，下唇口和外（右侧）唇口采用  $1/2$  超越椭圆，超越椭圆指数  $n=2.25$ ，长短轴之比  $b/a=2$ ，唇口厚度  $\delta=2a$ 。本试验只研究下唇口和外（右侧）唇口厚度  $\delta$  对进气道性能的影响。三种唇口为 A、B 和 C 型，其中 C 型唇口的下唇口厚度  $\delta_{i1}=8\text{ mm}$  ( $\delta_{i1}/H \approx 0.05$ ， $H$  为进气口高度)，外（右侧）唇口上部厚度  $\delta_{o,u}=6\text{ mm}$  ( $\delta_{o,u}/$

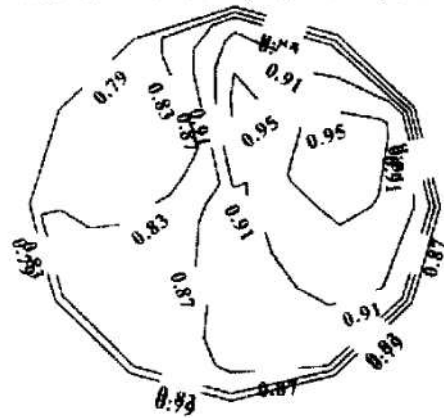
图 4 (a), (b), (c) 分别为总压恢复系数  $\sigma$ ，周向总压畸变指数  $\overline{\Delta\sigma_0}$  和  $DC_{60}$  随  $Ma_2$  变化曲线，其中的 C 型对应图 3 的进气道；随着  $Ma_2$  的上升， $\sigma$  下降和  $\overline{\Delta\sigma_0}$  增加较大， $DC_{60}$  也逐渐增大。该进气道在地面静止状态下的性能较差，其中 C 情况性能最好：当  $Ma_2=0.473$  时， $\sigma=0.888$ ， $\overline{\Delta\sigma_0}=3.7\%$ ， $DC_{60}=0.42$ ；当  $Ma_2=0.535$  时， $\sigma=0.855$ ， $\overline{\Delta\sigma_0}=5.2\%$ ， $DC_{60}=0.47$ 。在一般进气道地面起飞状态工作  $Ma$  数范围内，其  $\sigma$  值较低， $DC_{60}$  和  $\overline{\Delta\sigma_0}$  值都较高。

$W_u=0.05$ ， $W_u$  为进气口上侧宽度)，外唇口下部  $\delta_{o,d}=8\text{ mm}$  ( $\delta_{o,d}/W_d=0.13$ ， $W_d$  为进气口下侧宽度)，从上部到下部光滑过渡；B 型唇口， $\delta_{i1}=\delta_o=6\text{ mm}$ ；A 型唇口， $\delta_{i1}=\delta_o=4\text{ mm}$ 。

从流谱观察，随着唇口厚度减薄，进口处的分离区增大。图 5 为 A、B 型唇口在  $Ma_2 \approx 0.47$  时，出口截面总压恢复系数分布图，C 型唇口如图 3 所示。由图可见，随着唇口厚度变薄，左边低压区范围加大，最低总压恢复值下降。图 4 (a) 为三种唇口的  $\sigma$  值随的变化  $Ma_2$ ，由图看出在各  $Ma_2$  值下， $\sigma$  值随着唇口厚度的增加而增加，特别是在大  $Ma_2$  值下，其差别变大。从图 4 (b) 的  $\overline{\Delta\sigma_0}$  随  $Ma_2$  变化



(a) Model A ( $Ma_2=0.484$ )



(b) Model B ( $Ma_2=0.467$ )

Fig 5 Total pressure contour in exit inlet with different cowl slip thickness

的曲线中也可看出,  $\overline{\Delta\alpha_0}$  随着唇口厚度的变薄而增加。图 4 (c) 表示三种唇口的  $DC_{60}$  随  $Ma$  的变化, 从图看出 C 型唇口的  $DC_{60}$  小于 A 和 B 型唇口的相应值, B 型唇口比 A 型唇口的  $DC_{60}$  值略低。

总之, 唇口厚度对进气道地面起飞状态下的性能有较大的影响, 如当  $Ma_2 = 0.535$  时, C 唇口的  $\sigma$  值比 A 唇口提高了 4.6%, C 唇口的  $\overline{\Delta\alpha_0}$  和  $DC_{60}$  分别比 A 唇口减小了 10% 和 9%。当然唇口选择还应考虑高速情况, 唇口太厚会使超声速流产生较强的弓形激波, 从而形成较大的外阻 (波阻), 所以唇口选择并非越厚越好。

## 4 结 论

(1) Caret 进气道特殊的进口几何形状造成下唇口与外唇口相交角落区域的流动分离, 此外, 外唇口壁面附面层在上下静压差的作用下, 内部出现自上向下的二次流, 形成了一个较大较强的顺时针方向旋涡。同样, 内唇口壁面附面层内气流在上下静压差的作用下, 出现自上向下的二次流并在此角落处形成一个较小较弱的逆时针方向旋转的旋涡。这两个涡对 Caret 进气道总压分布有重要影响。

(2) 在地面静止状态下 Caret 进气道总压分布图

是属于单个低压区的图谱, 在进口旋涡及压差作用下, 高、低压区分别从进口处的左上角、右下角变化到出口处的右、左两边。气动特性试验研究表明, 随着  $Ma_2$  的上升,  $\sigma$  下降和  $\overline{\Delta\alpha_0}$  增加较大,  $DC_{60}$  也逐渐增大, 总压畸变指数偏大。

(3) 试验表明 Caret 进气口下唇口和外唇口厚度对地面静止状态下的进气道总压恢复系数和总压畸变指数有较大的影响, 为进气唇口厚度的选择提供了依据。

## 参 考 文 献

- [1] Hall G R, Hurwitz W M, Tiebens G S, et al. Development of the F/A-18E/F air induction system [R]. AIAA 93-2152.
- [2] 杨国才. F/A-18E/F 飞机发动机的 Caret 进气道 [J]. 推进技术, 1997, 18 (4).
- [3] Gridley M C, Cahill M J. ACIS air induction system trade study [R]. AIAA 96-2846.
- [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).

(责任编辑: 盛汉泉)

(上接第 11 页)

这种扰动不会无限增长, 最终会趋向于稳定的转动态; 而模型在另一些参数范围内会出现不稳定的极限环, 根据极限环理论, 说明此状态下的发动机对小扰动是稳定的, 但是对于大于极限环半径的初始扰动发动机是不稳定的。上述模型产生的混沌现象说明了火箭发动机燃烧不稳定现象的复杂性。混沌现象的一个重要特征是系统对初始参数十分敏感, 大量的火箭发动机热态试验已经证明了燃烧不稳定对各种参数的敏感性。在今后研究工作中, 需要研究横向振型及振动模式竞争。更重要的是用数值仿真和实验对理论结果进行验证。

## 参 考 文 献

- [1] 聂万胜, 庄逢辰. 喷雾特性影响液体火箭发动机燃烧稳定性的数值模拟 [J]. 推进技术, 2000, 21 (3).
- [2] Vigor Yang, William Anderson. Liquid rocket engine combustion instability, progress in astronautics and aeronautics

[M]. America Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996.

- [3] Anderson W E, Ryan H M, Santoro R J. Combustion instability mechanisms in liquid rocket engines using impinging jet injectors [R]. AIAA 95-2357.
- [4] 洪鑫, 程惠尔. 液体火箭发动机燃烧室波动过程数值分析 [J]. 推进技术, 1999, 20 (2).
- [5] 刘卫东, 王振国, 周进, 等. 液体火箭发动机径向不稳定燃烧数值分析模型 [J]. 推进技术, 1997, 18 (6).
- [6] 刘卫东, 王振国, 周进, 等. 液体火箭发动机切向不稳定燃烧数值分析模型 [J]. 推进技术, 1998, 19 (1).
- [7] 孙锦山, 朱建士. 理论爆轰物理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [8] 陈予恕. 非线性振动系统的分岔和混沌理论 [M]. 北京: 高等教育出版社, 1991.

(责任编辑: 盛汉泉)