

文章编号: 1000-8055(2003) 02-0279-04

一种 CARET 进气道超音速特性试验研究

朱 宇¹, 李椿萱¹, 李 天²

(1. 北京航空航天大学 国家计算流体力学实验室, 北京 100083;

2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘要: 对一种 Caret 进气道进行了试验研究, 给出了该型进气道超音速基本气动特性。该进气道在 $Ma=1.6 \sim 2.0$ 范围总压恢复急剧下降。在 $Ma=2.0$ 时, 由于亚临界防喘余量较小, 在放气门关闭情况下将无进/发匹配点; 在喘振点处, 稳态周向畸变相对于临界状态在减小, 而动态紊流度急剧增加; 临界至超临界情况, 在两个压缩斜板的交角后管道内出现流动分离。

关键词: 航空、航天推进系统; Caret; 进气道; 试验; 流动分离

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental Studies of a Caret Inlet at Supersonic Speed

ZHU Yu¹, LEE Chun-xian¹, LI Tian²

(1. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Shen Yang Aircraft Design Research Institute, Shen Yang 110035, China)

Abstract: A Caret inlet was studied by testing. Basic aerodynamic characteristics of the inlet at supersonic speed are presented. The total pressure recovery rapidly drops from Mach 1.6 to 2.0. No inlet/engine match point at Mach 2.0 without bypass was found due to the fact that the surge margin happened to be too narrow. Steady circumferential distortion declines from surge to critical state, nevertheless, dynamic turbulence intensity increases rapidly. Flow separations are visible in duct from critical to supercritical states, these separations stem from the intersection of two ramps and low-outboard.

Key words: aerospace propulsion; caret; inlet; test; separation

1 引言

Caret 进气道具有隐身性能好, 结构简单的优点, 而成为新一代飞机关注的对象。Caret 进气道在进口的上侧和内侧均有前缘后掠的压缩斜板。该型进气道首先在 F/A-18E/F 战斗机上应用^[1]。

Caret 进气道设计上借用了乘波机的概念, 但由于进气道本身的特殊性, 在设计上有时根据需

要作适当修改。美国曾对一种双斜切“单内侧压缩”的进气道(JSF 的概念方案)进行了计算与试验研究^[2]; F/A-18E/F 对进气道内侧斜板前缘修形也收到了好的效果^[1]。

通常进气道进口面积及压缩斜板角度是影响超音速性能的关键参数。本文着重介绍一种 Caret 进气道的超音速基本特性。所有分析来源于试验数据。

收稿日期: 2002-04-25; 修订日期: 2002-09-27

作者简介: 朱宇(1966-), 男, 辽宁沈阳人, 沈阳飞机设计研究所高级工程师, 博士, 主要从事飞机进气道内流空气动力学及 CFD 应用研究。

2 进气道几何参数设计

进气道的进口平面为平行四边形,进口波系按马赫数 2.0 设计。综合考虑进气道溢流阻力、及总压恢复的关系,选择内侧斜板在铅垂面上后掠 30° 、有效压缩角 9.4° 、上侧斜板在水平面上后掠 42° 、有效压缩角 11.5° (如图 1 所示)。捕获面积与喉道面积之比为 1.3。内管道采用大“S”弯设计,管道相对长度为 6.8。

3 试验模型

进气道风洞试验缩比模型如图 1 所示。模型比例为 6.7%。在进气道出口装有米字测压耙,每个耙上有四根总压探头,总共 32 个总压探头。在管道壁面上总压测量耙截面装有 4 个静压测量孔。使用 4 个动态传感器来测量总压脉动值。



图 1 试验模型: 进气道进口
Fig.1 Testing model

4 结果分析

4.1 进气道超音速基本特性分析

根据进气道试验测量得到了发动机进口截面气流参数随自由来流马赫数、攻角、侧滑角的变化曲线。图 2 示出了当攻角和侧滑角为零时,进气道与发动机共同工作状态下总压恢复系数和综合畸变指数随自由来流马赫数的变化,其中综合畸变指数定义为周向稳态畸变与动态紊流度之和^[3]。当马赫数在 1.6~1.8 之间时,综合畸变指数开始增加,相应的总压恢复急剧下降。由于马赫数 $Ma=2.0$ 时,进气道进口捕获面积偏大,需放气才能满足进气道/发动机流量匹配要求,这是

Caret 进气道设计方法决定的。因而,图 2 曲线中没有表示出 $Ma=2.0$ 的进气道总压恢复。

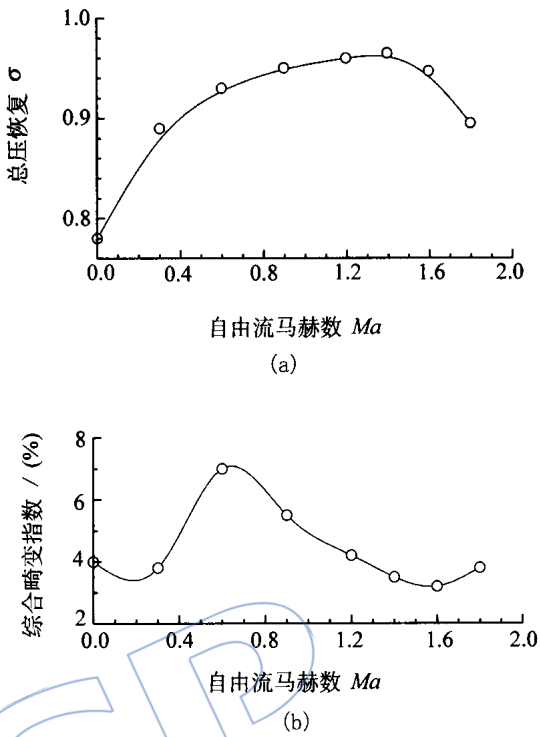


图 2 进气道基本特性随来流马赫数变化
Fig.2 Inlet performance vs free stream Mach

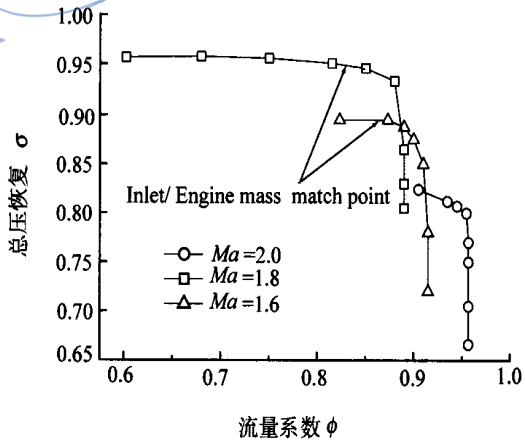
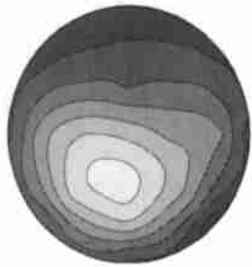


图 3 $Ma=2.0, 1.8, 1.6$ 进气道总压恢复随流量系数变化
Fig.3 $Ma=2.0, 1.8, 1.6$ total pressure recovery vs mass flow ratio

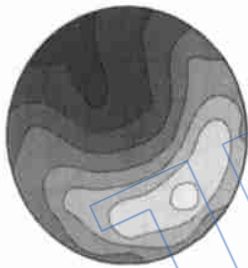
图 3 给出了 $Ma=2.0, 1.8, 1.6$ 试验得到的进气道特性曲线。从来流马赫数 $Ma=2.0$ 进气道特性曲线来看(图 3),其节流特性曲线上亚临界段很短,防喘振余量很小,图中每条曲线平直段的左端点为喘振点。 $Ma=1.8$ 时,虽然存在匹配点,但防喘振余量也不大(图 3)。 $Ma=1.6$ 时,防喘振

余量则足够大(图 3)。当采用放气的办法来实现 $Ma=2.0$ 进/发匹配时,总压恢复会有所降低。

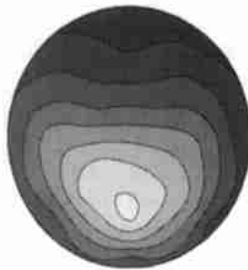
下面主要分析 $Ma=2.0$, 没有放气情况下, 管道内流动的试验结果。图 4 是进气道在喘振点、临界点、超临界点对应的出口总压图谱。可以看出临界点的图谱低压区突起较大, 往超临界方向低压区减小, 但仍然存在突起的低压区; 而往亚临界方向低压区明显减小, 在喘振点附近, 进气道出口图谱几乎已无突起的低压区。在有、无机身的情况下, 图谱的规律几乎一样。



(a) 喘振点



(b) 临界点



(c) 超临界点

图 4 $Ma=2.0$ 进气道出口总压图谱

Fig. 4 $Ma=2.0$ total pressure recovery contours at inlet exit face

从图 5 可以看出, 往喘振点(点 1)方向, 周向畸变在减小, 图 4 的图谱变化规律也能看出这一现象; 但动态紊流度却在增大, 组合起来的综合畸变指数也在增大。超临界情况(点 3)与临界状态(点 2)相比, 由于周向畸变曲线存在波动, 周向畸

变减小, 但动态紊流度在增大。因此, 总的综合畸变值在增大。由此可见, 亚临界喘振点综合畸变

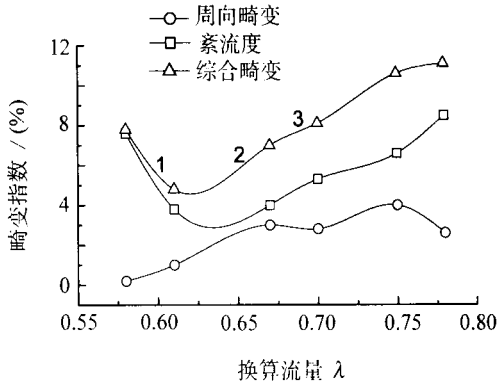
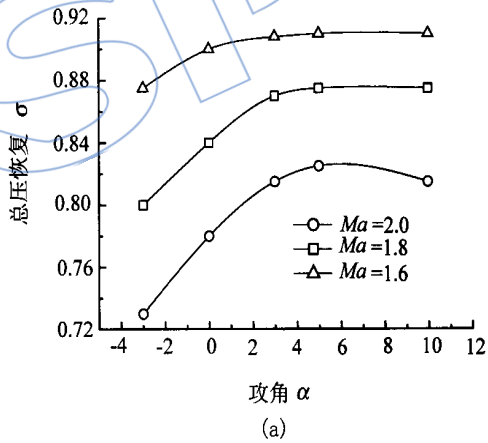
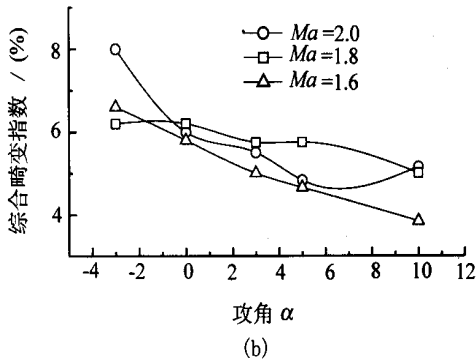


图 5 $Ma=2.0$ 进气道出口综合畸变指数、紊流度及周向畸变指数随进气道出口单位换算流量的变化

Fig. 5 $Ma=2.0$ inlet synthesis distortion, turbulence intensity, circumferential distortion vs reduced mass density



(a)



(b)

图 6 $Ma=1.6\sim2.0$ 进气道的攻角特性 (开放气门)

Fig. 6 $Ma=1.6\sim2.0$ inlet performances of angle of attack

值增大主要是由动态畸变即紊流度增大引起的,而超临界情况则是由稳态和动态畸变共同增大引起的。

4.2 进气道超音速攻角特性

图 6(a), (b) 显示了当放气门打开情况下,侧滑角为零时,进气道与发动机匹配状态下,总压恢复系数、综合畸变指数随攻角的变化。这与前面没有开放气门的结果有些差别。当攻角为正时,进气道特性相对稳定,当攻角为负时,总压恢复系数有所降低,综合畸变指数有所增大。

4.3 进气道超音速侧滑特性

图 7(a), (b) 示出了当攻角为零时,放气门打开情况下,进气道与发动机匹配状态下,总压恢复

系数、综合畸变指数随侧滑角的变化。图中侧滑角为正时表进气道处于迎风位置,负值则为背风位置。可以看到,在小侧滑角范围内并未出现进气道特性的急剧变化。

5 结 论

通过对一种 Caret 进气道的试验分析,得出如下结论:

(1) 该 Caret 进气道在 $Ma=1.6\sim 2.0$ 范围,总压恢复急剧下降。 $Ma=2.0$ 时,由于亚临界防喘余量较小,在放气门关闭情况下,无法得到稳定的进/发匹配;与临界状态相比,喘振点的稳态周向畸变减小,而动态紊流度急剧增加,导致总的综合畸变指数增加。如何增加防喘余量,避免进气道过早地发生喘振以及在保证喉道面积不变的前提下,减小进口捕获面积还值得研究。

(2) 在临界至超临界情况,管道内出现了流动分离,从 CFD 的计算结果来看^[4],分离点在两压缩斜板的交角处。因此,避免两压缩斜板的交界线在喉道后急剧偏转,是内管道造型应该注意的问题。

(3) 在小攻角($-5^\circ\sim +15^\circ$)、小侧滑角($-5^\circ\sim +5^\circ$)范围内,进气道特性无明显的变化。

致谢 沈阳飞机设计研究所刘守仁、王国春、张立夫、张玲玲分别提供了帮助和支持,在此,特以致谢。

参考文献:

- [1] Hall G R, Hurwitz W M, Tiebens G S, et al. Development of the F/A-18 E/F Air Induction System[R]. AIAA 93-2152, 1993.
- [2] Philhower J S, Robinson D E, Brown R J. Development of a Highly Offset Induction System for a Supersonic STOVL Fighter[R]. AIAA 98-3417, 1998.
- [3] 比施根斯 ⅡC, 等. 超音速飞机空气动力学和操纵性稳定性[M]. 沈阳: 沈阳飞机设计研究所, 1999.
- [4] 朱宇, 李椿萱, 李天. 后掠压缩斜板进气道进口流场数值研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 8-14.

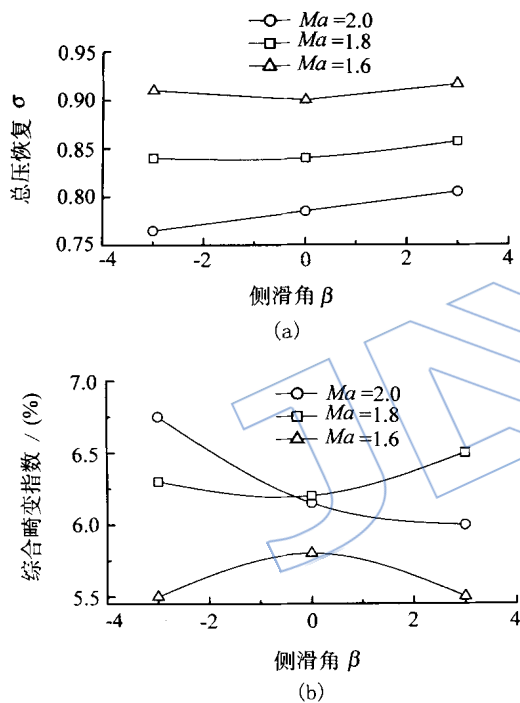


图 7 $Ma=1.6\sim 2.0$ 进气道的侧滑角特性 (开放气门)

Fig. 7 $Ma=1.6\sim 2.0$ inlet performances of angle of sideslip