

文章编号: 1000-8055(2002) 03-0302-03

下颌式进气道实验研究

王新月, 廉小纯

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘要: 为了验证下颌式进气道/前机身一体化设计方案的合理性及其进气道性能, 对下颌式进气道/前机身一体化设计方案进行了实验研究。测出了进气道总压恢复系数、畸变指数随流量系数、攻角、侧滑角的变化规律。结果表明, 进气道性能较好, 进气道/发动机匹配良好。最后提出了下颌式进气道的进一步改进措施。

关键词: 进气道; 一体化设计; 进气道/机体前机身; 实验研究

中图分类号: V228.7

文献标识码: A

Experimental Investigation of Chin Inlet

WANG Xin-yue, LIAN Xiao-chun

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to prove the reason of chin inlet/forebody integrated design and the performance of the inlet, the experimental investigation of the chin inlet configuration of a new design was done. In this experiment, Total pressure recovery (inlet efficiency) and pressure distortions at inlet varied with mass flow coefficient were measured. The experimental results show that this new design configuration is reasonable. Total pressure recovery and pressure distortions at the chin inlet are improved. Inlet/Forebody integration design is advantageous for aircraft. In the end, further improvement of the inlet is presented.

Key words: inlet; integrated design; inlet/forebody matching; experimental investigation

1 引言

随着超声速及高超声速飞行器的迅速发展, 已经打破了将飞行器与动力装置, 内流与外流分开的界限^[1]。一体化设计已成为飞行器设计的一个重要组成部分。实际上, 进气道/机体/发动机一体化设计, 是新一代高性能飞机从初步设计开始就面临的一个重要技术问题^[2]。近几年来, 尤其是非常规的进气道构形^[3~5]在超声速及高超声速飞行器设计中引起人们极大关注。将文献[6]的下颌式进气道与前机身一体化设计的方案进行实验研究, 得到了进气道的总压恢复和畸变特性。表明了进气道/前机身/发动机匹配良好, 体现了一体化

设计带来的优点。获得的实验数据可作为飞机/进气道一体化设计及改进设计参考之用。

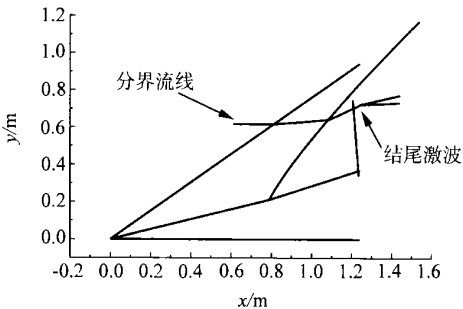


图1 $Ma=1.8$ 时进气道波系结构

收稿日期: 2001- 06- 05; 修订日期: 2001- 09- 18

作者简介: 王新月(1955-), 女, 河南洛阳人, 西北工业大学航空动力与热力工程系副教授, 硕士。

2 典型状态进气道波系

根据进气道的设计原则^[7], 考虑到进气道的总压恢复系数尽可能的高, 充分利用前机身的预压缩作用, 并突出考虑进气道的稳定性来设计预压缩面和进气道的波系结构。详细设计及几何参数见文献[6]。 $Ma=1.8$ 时进气道激波系结构如图1所示。

3 实验测量装置简介

进气道质量流量的测量应该尽可能达到较高的精度。假定整个管道中的总温保持不变, 只要足够准确地测量某一已知截面上的总压和静压数据, 或者是知道堵塞孔面积处的总压, 则可计算出

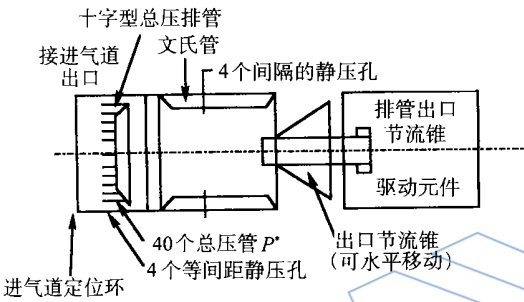


图2 进气道压力恢复、气流畸变和流量测量装置简图

质量流量。测量总压时, 使用固定式排管更为有利, 这样在风洞实验时便于数据采集。进气道压力恢复、气流畸变和流量测量装置如图2所示。

4 进气道性能及其实验结果分析

4.1 总压恢复系数

进气道总压恢复系数包括气流经激波的总压恢复系数 σ 和内管道的总压恢复系数 σ_i , 即 $\sigma=\sigma_i\sigma_w$ 。由于管道比较光滑, 且激波强度不大, 所以总压恢复系数较高, 实验得出的总压恢复系数 σ 随流量系数的变化如图3所示。由图可见, 进气道总压恢复系数对攻角的变化不敏感。在超声速 $Ma=1.5$ 情况下, 总压恢复系数在很宽范围内($\alpha=0^\circ\sim10^\circ$)达到0.96以上, 在临界工作状态, 总压恢复系数 $\sigma\geq0.950$, 且表现出良好的攻角特性。图中还给出了侧滑角 $\beta=6^\circ$ ($\alpha=0^\circ$)时的总压恢复系数 σ 随流量系数 Φ 的变化。由于进气道位于机头下方, 没有背风面, 低速和亚、跨声速时进气道性能对攻角变化不敏感。超声速大马赫数飞行时攻角使进气道锥角的压缩作用得到加强, 从而提高了

进气道性能。

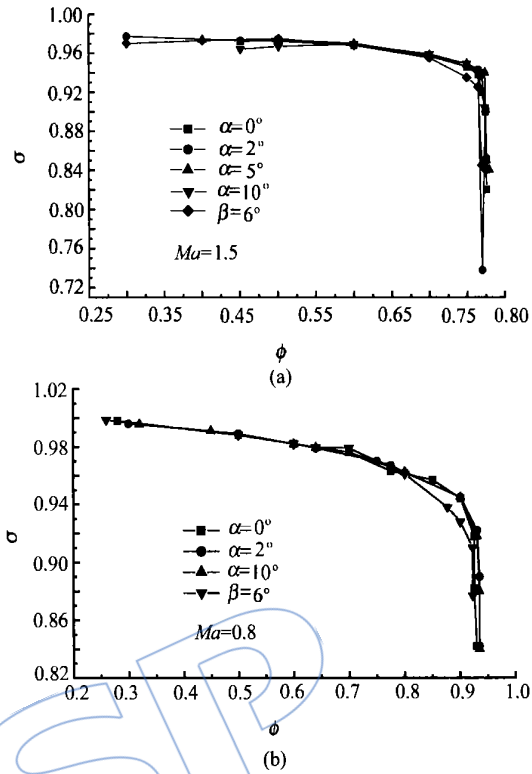


图3 总压恢复系数随流量系数的变化

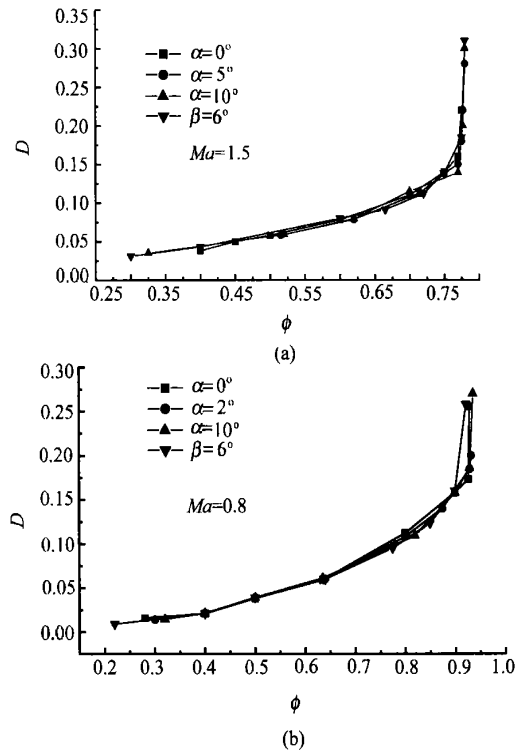


图4 总压畸变指数随流量系数的变化

4.2 畸变指数

总压畸变指数 D 的定义很多,此处采用了最一般的定义: $D = (P_{\max} - P_{\min}) / P_t$, 其中, $P_{t\max}$, $P_{t\min}$ 及 P_t 分别表示进气道出口截面的最大总压, 最小总压和平均总压。

图4给出实验得出的总压畸变指数随流量系数的变化。在跨声速范围内, 总压畸变指数 D 随攻角的变化而变化不大。在流量系数 $\Phi < 0.9$ 的情况下, $D < 0.16$; 当 $\Phi > 0.9$ 时, D 开始急剧增加。图中还给出了攻角 $\alpha = 0^\circ$; 侧滑角 $\beta = 6^\circ$ 时总压畸变指数 D 随流量系数 Φ 的变化。当 $Ma = 1.5$, 流量系数 $\Phi < 0.77$ 时, $D < 0.16$, 之后 D 增加较快。由图可见, α 从 0° 变化到 10° ; 总压畸变指数变化不明显。侧滑角 $\beta \leq 6^\circ$ ($\alpha = 0^\circ$) 时, 总压畸变指数与不带侧滑时相比变化不大。由图可见, 在流量系数较小的范围内, 总压畸变指数在可以接受的范围内。流量系数较大时, 总压畸变指数比较高, 仍有待于进一步改进。

4.3 稳定性分析

实验表明, 在大马赫数情况下, 当攻角和侧滑角不大时, 即便是流量系数很低的情况下均未发生喘振。发动机可以任意节流。即下颌式进气道在超声速大马赫数时具有良好的抗喘稳定性。

总之, 将所设计的下颌式进气道用于某型飞机, 可以在飞机头部装备较大尺寸的雷达, 改善了飞机的作战效能, 进气道满足设计要求。进气道与发动机匹配良好。

5 结 论

(1) 下颌式进气道与某型飞机前体一体化设计, 取得了良好的设计效果。模型实验结果表明: 进气道总压恢复系数较高。总压畸变指数在允许的范围。

(2) 所设计的进气道与发动机匹配良好。进气道工作稳定可靠。由实验结果可知, 在发动机工作范围内, 各马赫数下进气道均未发生喘振。

(3) 将进气道进口置于机头下方, 发挥了下颌式进气道的优点。一体化设计使飞机总体性能明显得到改善。达到了一体化设计的效果。

6 进一步的思考与改进

(1) 若该下颌式进气道配置的亚音速扩压器

管道长度与喉道高度之比值不超过 $5 \sim 6^{[8]}$, 则进气道总压恢复系数可进一步提高。因扩压器太短, 管道弯曲太大, 会使气流分离, 使进气道出口的流场品质恶化, 造成与发动机的不匹配。而扩压器太长, 则会增加气流的摩擦阻力, 并使进气道(及飞机)的重量增加, 这是应该充分考虑的。

(2) 如果飞机装配高推重比的、大推力的、加力式涡扇发动机, 则更能发挥下颌式进气道的优越性。而下颌式大进气口正是适应大流量发动机的要求。可克服超音速飞行时进气道溢流阻力大的缺点。

(3) 若进气道进口面积可调(如外罩唇口可调), 则可进一步提高飞机(进气道)性能, 但伴随着结构也复杂化。因此, 需权衡利弊。对诸如此类问题仍有待进一步探讨和验证, 以便做进一步的修改。

(4) 从隐身方面考虑, 头锥的设计还可进一步改进。

参考文献:

- [1] 黄志澄. 高超声速飞行器空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [2] 杨国才. 论机动飞机机体/进气道一体化[J]. 推进技术, 1999, 20(2): 103- 107.
- [3] Holland S. Internal Shock Interaction in Propulsion/Airframe Integrated Three-Dimensional Sidewall Compression Scramjet Inlet[R]. AIAA 92- 3099.
- [4] Rodi P E, Trexler Car A. The Effects of Bodyside Compression on Forward and Aft Swept Sidewall Compression Inlets at Mach 4[R]. AIAA 94- 2708.
- [5] Ball W H. Rapid Evaluation of Propulsion System Effects [R]. Volume IV- Library of Configuration and Performance Maps, Technical Report AFFDL- TR 78- 91, Volume IV.
- [6] 王新月, 廉小纯. 超声速下颌式进气道/前机身一体化设计[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 142- 145.
- [7] 姜正行, 等. 飞机内流空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1989.
- [8] 杨国才等. 进气道/机体一体化的巧妙设计[J]. 国际航空, 2001(3).

(责任编辑 杨再荣)