

文章编号: 1000-8055(2004) 01-0074-07

飞机机身腹部与两侧进气道性能 比较试验研究

张召明, 李志强, 丁克文

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 通过高低速风洞试验, 对比迎角和侧滑角对机身腹部和机身两侧进气的进气道气动性能的影响。试验结果表明: 在超音速来流状态下, 当迎角增加到 5° 时, 腹部进气道的气动性能改善, 而两侧进气道的气动性能几乎不变; 在亚音速来流状态下, 当迎角从 6° 逐渐增加到所试验的值 (高亚音速为 12°, 低速为 30°), 两侧进气道的气动性能逐渐明显变差, 而腹部进气道的气动性能对迎角并不敏感, 基本能保持无迎角时的性能; 在高低速来流状态下, 两种型式进气道的气动性能对所试验的侧滑角 β (小于 6° 或 9°) 均不敏感。

关键词: 航空、航天推进系统; 飞机; 进气道; 风洞试验

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Comparison of Inlet Performance with the underfuselage Inlet and Fuselage Side Inlets

ZHANG Zhao-ming, LI Zhi-qiang, DING Ke-wen

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This thesis compares the influence of the angles of attack (α) and yaw (β) on the inlet performance with the underfuselage inlet and the fuselage side inlets by means of low and high speed wind tunnel tests. The results show that in supersonic flow the aerodynamic performance of the underfuselage inlet becomes better when the angle of attack changes from 0 to 5°, but that of the fuselage side inlets remains almost unchanging. In subsonic flow when the angle of attack changes from 6° to 12° (high subsonic) or 30° (low speed), the performance of the fuselage side inlets becomes worse obviously, but that of the underfuselage inlet almost does not change with the angle of attack and can be kept the same as $\alpha=0^\circ$. In high and low speed free stream flow, the performance of two kinds of inlets almost does not change with β .

Key words: aerospace propulsion system; aircraft; inlet; wind tunnel test

无论是超音速进气道, 还是亚音速进气道, 进气道在飞机上的布局型式对其工作环境和性能有很大影响, 因此在进行飞机总体气动布局和进气

道设计时, 应考虑机体进气道的一体化。机身腹部和机身两侧进气道是当前国内外常用的两种进气道布局型式, 如 F-16 和 F/A-18-C/D 歼击机分别

收稿日期: 2003-05-04; 修订日期: 2003-08-20

作者简介: 张召明(1963-), 男, 江苏太仓人, 南京航空航天大学航空宇航学院副研究员, 硕士, 主要从事飞行器风洞试验技术及风工程试验技术研究。

采用机身腹部和机身两侧常规进气道。美国近期研制的 X-35(现 F-35) 战斗机采用了机身两侧 BU MP 进气道^[1], 但进气道是布置在机翼和机身连接处的“液窝”位置。国内当前服役和研制的各类飞机也大都采用上述两种布局型式进气道。各种布局型式进气道对飞机迎角和侧滑角的敏感性不相同。文献[2]阐述了机身两侧, 机身腹部, 机翼下面和机头进气等各布局型式进气道的特点。文献[3]也提出在机身和机翼下面进气道具有良好的迎角特性。

本文通过高低速风洞试验对比迎角和侧滑角对机身腹部和机身两侧进气道(单个发动机)气动性能的影响, 为该两种型式进气道对迎角和侧滑角的敏感性提供了参考的依据。所试验两种型式进气道的进气口离机身前缘的轴向距离相当。本试验研究在高速风洞试验的来流马赫数 $M_{a\infty}=1.8, 1.5, 0.8, 0.6$, 在超音速来流下最大迎角 α 为 10° ; 最大侧滑角 β 为 6° ; 在高亚音速来流下最大迎角 α 为 10° ; 最大侧滑角 β 为 6° ; 在低速风洞试验的来流马赫数 $M_{a\infty}=0.22$, 最大 α 值达 30° ; 最大 β 值为 9° 。作为比较的进气道气动性能是指进气道出口截面的总压恢复系数和总压畸变指数(包括稳态和动态总压畸变指数)。

1 试验设备和模型

1.1 风洞

低速试验是在本院 NH-2 风洞小试验段进行, 高速试验是在南航 NH-1 风洞进行。

NH-2 风洞为串置式双试验段闭口回流式低速风洞, 有大、小两个试验段, 其截面形状为矩形小切角, 试验在小试验段中进行, 小试验段尺寸为宽 3 m, 高 2.5 m, 长 6 m, 截面面积为 7.18 m^2 , 空风洞最大风速为 93 m/s , 空风洞最小稳定风速为 5 m/s 。

NH-1 风洞系直流暂冲下吹式跨音速风洞。试验段尺寸为 $0.6\text{ m}\times 0.6\text{ m}$, Ma 数范围为 $0.5\sim 3.5$ 。超音速管有 1.35, 1.50, 1.75, 2.00, 2.25, 2.50, 3.0, 3.25, 3.5 等 9 个。气源压力为 8 个大气压。

1.2 稳态压力测量系统

本试验进气道出口截面的总静压稳态值系用从美国 B+ F 公司引进的两套 780B 电子扫描测压系统进行测量的。该系统是由数据采集单元(DACU)、压力校准单元(PCU)和压力扫描模块

(ESP) 三部分组成。

DACU: 通过 M6800 微处理器对控制仪器内的校准数据和采集数据进行传输。

PCU: 试验过程中可提供不同量程压力校准, 并通过石英传感器将压力精确地输出。

ESP: 能进行联机多点测量的传感器模块, 它的每一管嘴对应一个传感器, 每一扫描器由 48 个(低速)或 32 个(高速)硅压阻器和放大器组成, 可以在同一瞬时对全部测点进行准确测量。780B 测压系统的主要性能指标为:

系统误差: 不大于全量程的 $\pm 0.1\%$

采集速度: 20000 点/s

测压容量: (低速) 512 个测压点可以扩至 1024 测点; (高速) 192 个测点

1.3 动态压力测量系统

脉动总压测量采用美国制造的小型高频率响应动态压力传感器, 传感器装在探头内, 探头沿周向均布共 4 个。由动态压力传感器感受的脉动压力信号经 TEAC 放大器放大后经由 A/D 采集板进行动态数据采集后输入计算机, 算出 RMS 的值, 该值存入磁盘中, 供以后计算用。计算机型号为 PIII-450, 数据采集板型号为 ACL-8316, 单通道采样频率为 20 kHz/s 。在进行数据处理前对动态采集数据进行了数值滤波, 滤波频带为 2 到 5000 Hz 。

1.4 流量调节系统

高速风洞试验时流过进气道模型内的流量是通过控制流量调节器上的电机带动进气道模型尾部的调节锥来实现的。低速进气道模型的流量是通过用多台真空泵抽吸空气实现的。真空泵通过管道与模型相连接。在风洞内模型与管道之间有特制的软管连接以便改变模型姿态。现有真空泵 11 台, 总抽吸能力大于 4 kg/s 。

1.5 试验模型

飞机进气道模型为全金属结构, 模型 A 缩尺比为 $1:10$, 进气道进口位于机身下方, 腹部进气。模型 B 缩尺比为 $1:10$, 进气道进口位于机身两侧。测量点分布为: 在进气道测量截面上沿周向均布 8 个测压靶臂, 每个测压靶按等环面积分布 5 个稳态总压测点, 该截面处的管道内沿周向均布 4 个动态总压测点, 测量点距离内管道壁面约为 $0.1R$ (R 为测量截面半径), 在进气道测量面的管壁上沿周向均布 8 个稳态静压测量点。

2 试验结果和讨论

2.1 迎角 α 值对二种型式进气道气动性能的影响

2.1.1 在超音速来流状态下, α 值对气动性能影响

图 1 为 $Ma_\infty = 1.8, \beta = 0^\circ$; 在不同 α 值 ($\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 5^\circ$) 下, 腹部进气型式进气道 A 的总压恢复系数 σ ($\sigma = P_2/P_H$, P_2 为进气道出口截面平均总压, P_H 为进气道进口来流总压) 和总压畸变指数 W ($W = \Delta\bar{\alpha} + T_u$, $\Delta\bar{\alpha}$ 为进气道出口截面周向稳态总压畸变指数, T_u 为进气道出口截面平均总压脉动紊流度) 随流量系数 ϕ 的变化曲线, 从图看出 σ 值随着 α 值增加而增加, 且超临界 ϕ 值增加。 $\alpha = 5^\circ$ 的 W 值比 $\alpha = 0$ 和 3° 的 W 值较低, 这是由于机身的预压缩, 在进气道斜板前缘的来流 Ma 数下降, 通过进气道波系的损失下降。

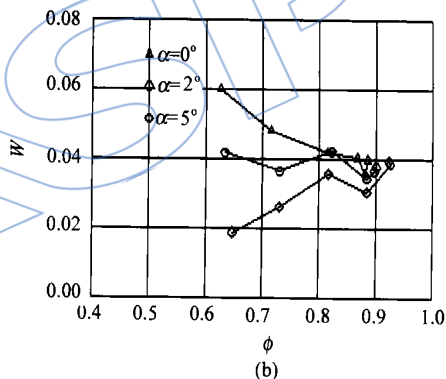
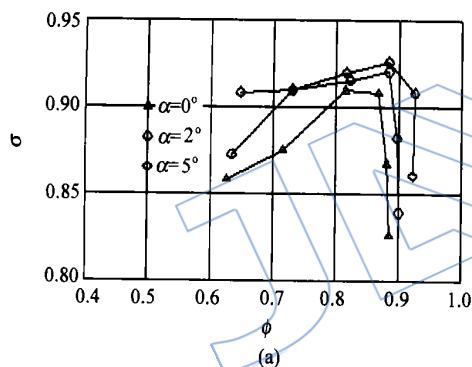


图 1 A 型式, $Ma_\infty = 1.8, \beta = 0^\circ$

Fig. 1 Type A, $Ma_\infty = 1.8, \beta = 0^\circ$

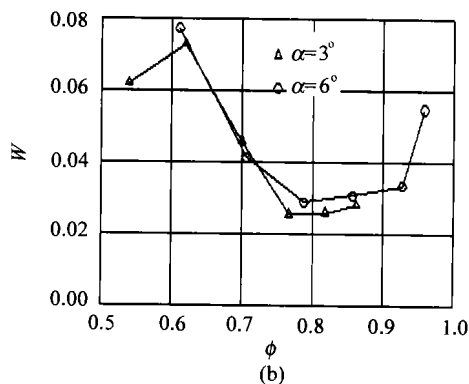
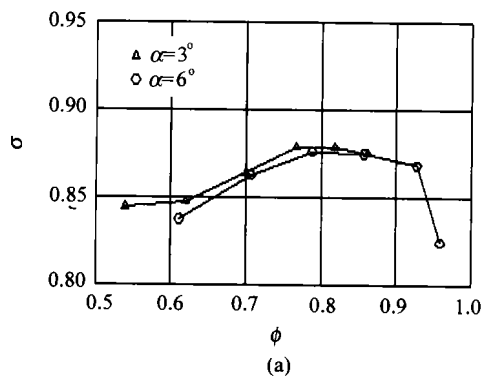


图 2 B 型式, $Ma_\infty = 1.8, \beta = 0^\circ$

Fig. 2 Type B, $Ma_\infty = 1.8, \beta = 0^\circ$

图 2 为 $Ma_\infty = 1.8, \beta = 0^\circ$; 在不同 α 值 ($\alpha = 3^\circ, 6^\circ$) 下, 两侧进气型式进气道 B 的 σ 和 W 随 ϕ 的变化曲线, 从图可见, 二者 α 值的 $\sigma \sim \phi$ 相差极小, α 值对 W 的影响也小。

图 3 和图 4 分别为 A 型式和 B 型式进气道在 $Ma_\infty = 1.5, \beta = 0^\circ$ 下, 不同 α 值的 $\sigma \sim \phi$ 和 $W \sim \phi$ 曲线, 从这些曲线同样可以说明在 $Ma_\infty = 1.5$ 下, 对于腹部进气道, 当 α 角从 0 增加到 5° 时, σ 值增加, W 值有所下降。而对于两侧进气道, 当 α 角从 0 增加到 6° 时, σ 和 W 值均变化很小。

2.1.2 在高超音速来流状态下, α 值对气动性能的影响

图 5 为 A 型式进气道在 $Ma_\infty = 0.8$ 下, 不同 α 值 ($0^\circ, 10^\circ$) 的 $\sigma \sim \phi$ 和 $W \sim \phi$ 曲线。由图看出 $\alpha = 10^\circ$ 的气动性能不比 $\alpha = 0^\circ$ 的气动性能差, 反而前者的 W 值略低。这样的变化规律也适用于 $Ma_\infty = 0.6$ 。这是由于机身的屏蔽作用, 降低了进气道

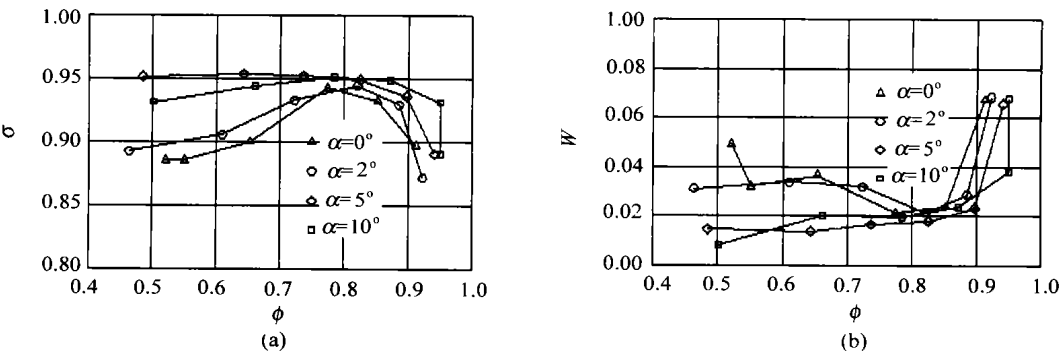


图 3 A 型式, $M_{a\infty} = 1.5, \beta = 0^\circ$
Fig. 3 Type A, $M_{a\infty} = 1.5, \beta = 0^\circ$

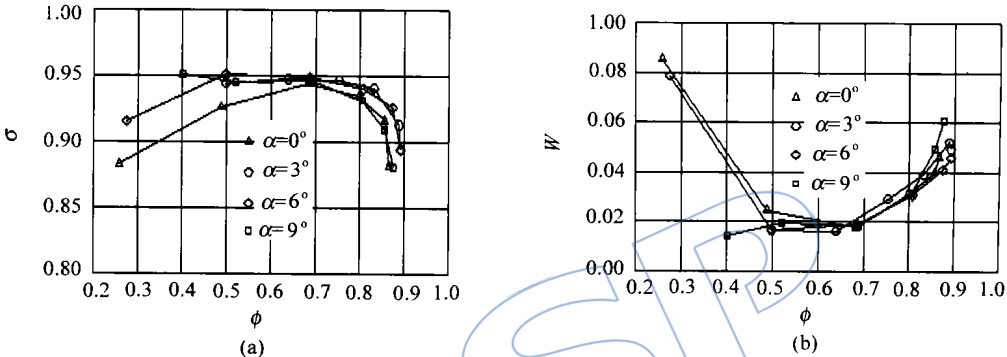


图 4 B 型式, $M_{a\infty} = 1.5, \beta = 0^\circ$
Fig. 4 Type B, $M_{a\infty} = 1.5, \beta = 0^\circ$

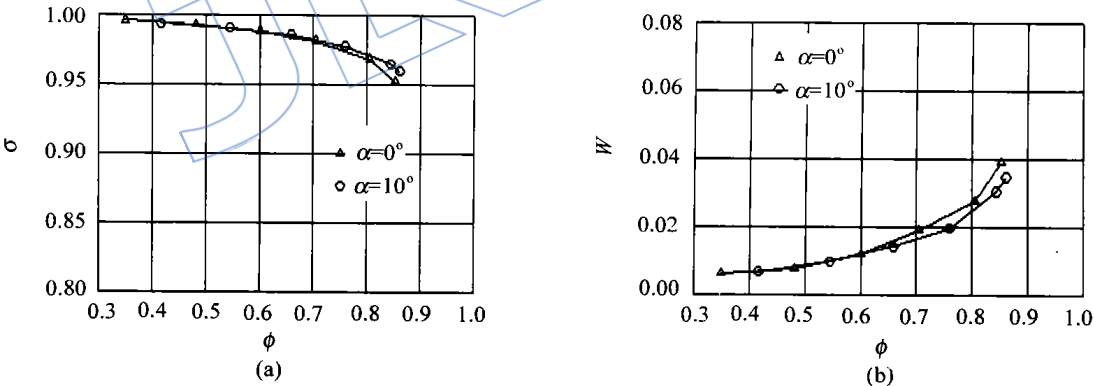


图 5 A 型式, $M_{a\infty} = 0.8, \beta = 0^\circ$
Fig. 5 Type A, $M_{a\infty} = 0.8, \beta = 0^\circ$

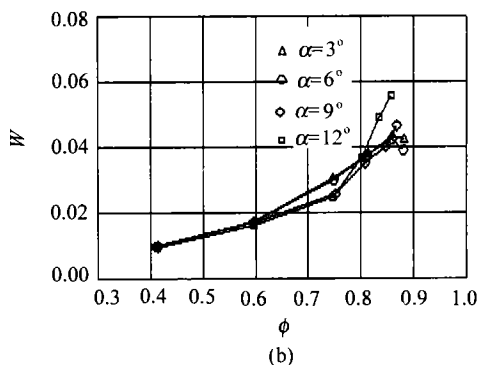
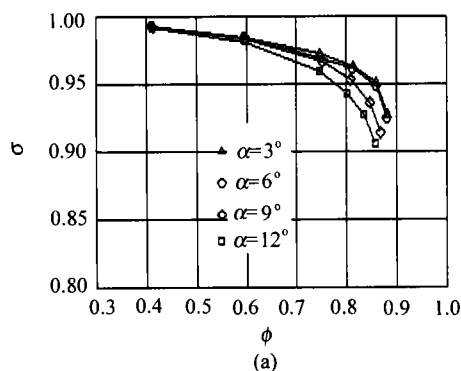
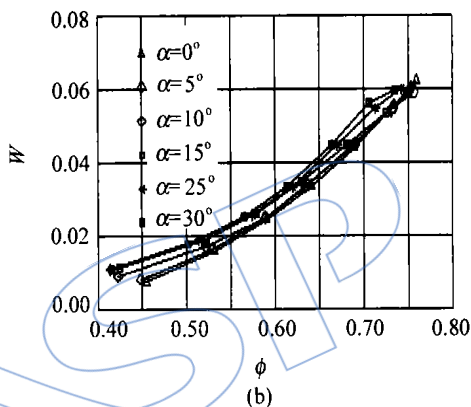
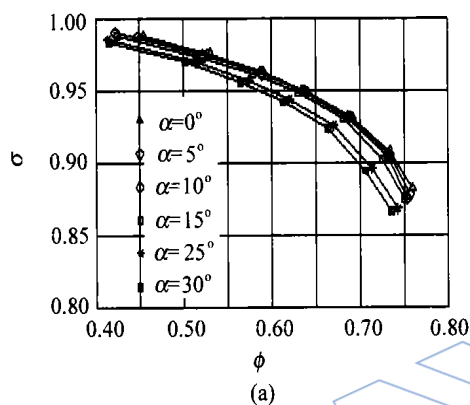
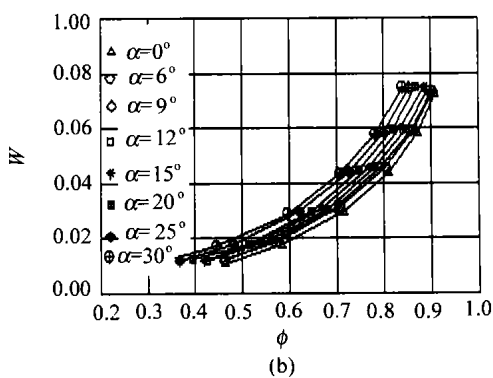
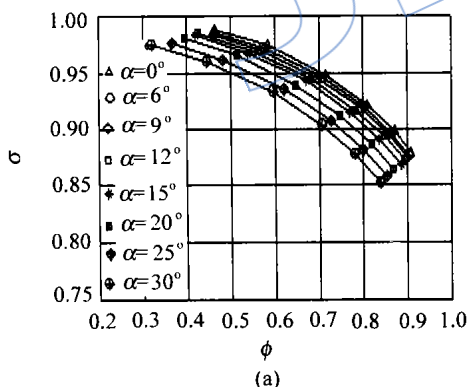
进口的气流迎角。

图 6 为 B 型式进气道在 $M_{a\infty} = 0.8$ 下, 不同 α 值的 $\sigma \sim \phi$ 和 $W \sim \phi$ 曲线。由曲线看出, 当 α 值从 3 增加到 6 时, σ 值几乎不变, 而当 α 值增加到 9° 和 12 时, σ 值逐渐明显下降, 但 W 值对 α 值的变化不敏感 (除了 $\alpha = 12^\circ$ 之外)。

同样上述变化规律也适用于 $M_{a\infty} = 0.6$ 。

2. 1. 3 在低速来流状态下, α 值对气动性能的影响

图 7 和图 8 分别为 A 型式和 B 型式进气道在 $M_{a\infty} = 0.22$ 和 $\beta = 0^\circ$ 下, 各 α 值的 $\sigma \sim \phi$ 和 $W \sim \phi$ 曲线。对于 A 型式进气道, 当 α 值从 0 增加到 15 时, σ 值下降很少, W 值增加更少; 只有当 α 值从 15 增加到 30 时, σ 值才逐渐有所下降, W 值稍有增加, 而 B 型式进气道气动性能对 α 值的增加

图 6 B 型式, $M a_{\infty} = 0.8, \beta = 0^\circ$ Fig. 6 Type B, $M a_{\infty} = 0.8, \beta = 0^\circ$ 图 7 A 型式, $M a_{\infty} = 0.22, \beta = 0^\circ$ Fig. 7 Type A, $M a_{\infty} = 0.22, \beta = 0^\circ$ 图 8 B 型式, $M a_{\infty} = 0.22, \beta = 0^\circ$ Fig. 8 Type B, $M a_{\infty} = 0.22, \beta = 0^\circ$

相当敏感。 σ 值随着 α 的增加而明显下降,特别是当 α 值从9增加到30时, σ 值的下降更多, W 值随着 α 的增加而逐渐增加。

2.2 侧滑角 β 对二种型式进气道气动性能的影响

图9和图10分别为A型式和B型式进气

道,在 $M a_{\infty} = 0.8, \alpha = 0^\circ$ 下,不同 β 值的 $\sigma \sim \varphi$ 和 $W \sim \varphi$ 曲线。由这些图可以看出,在高亚音速来流状态下,对于A型式进气道,当 β 值从0增加到 6° 时, σ 值略下降一些, W 值略提高一些。对于B型式进气道 σ 值, W 值几乎不变。

图11和图12分别为A型式和B型式进气道,在 $M a_{\infty} = 0.22, \alpha = 0^\circ$ 下,不同 β 值的 $\sigma \sim \varphi$ 和

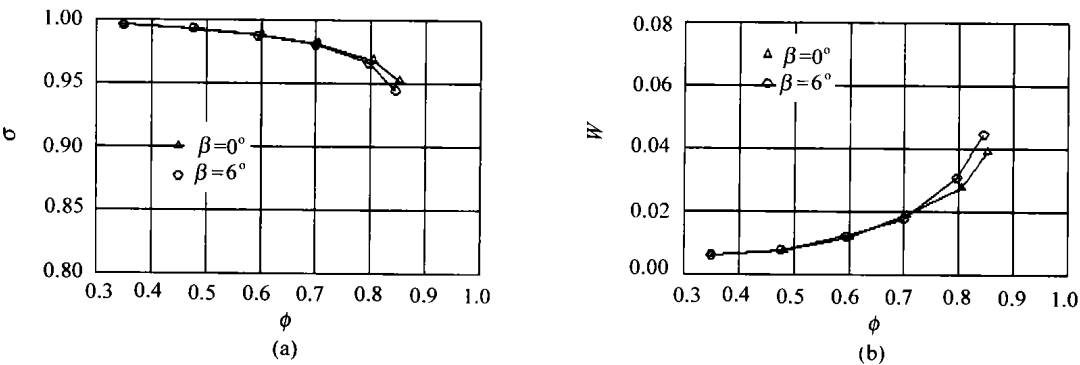


图 9 A 型式, $M_{a\infty} = 0.8, \alpha = 0^\circ$

Fig. 9 Type A, $M_{a\infty} = 0.8, \alpha = 0^\circ$

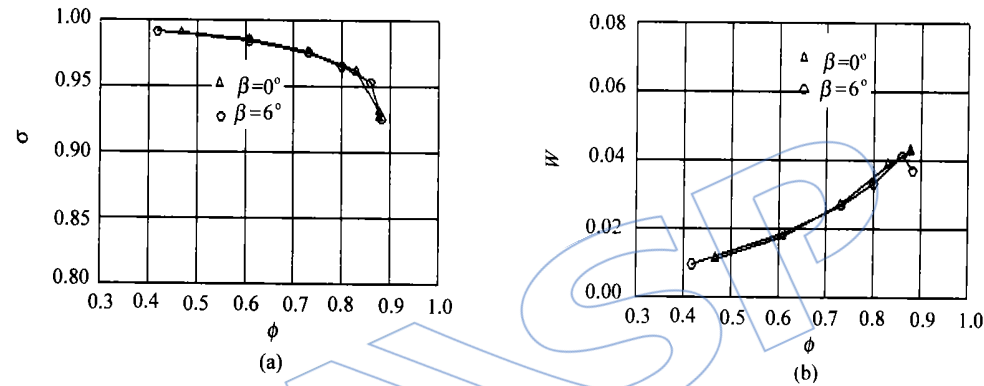


图 10 B 型式, $M_{a\infty} = 0.8, \alpha = 0^\circ$

Fig. 10 Type B, $M_{a\infty} = 0.8, \alpha = 0^\circ$

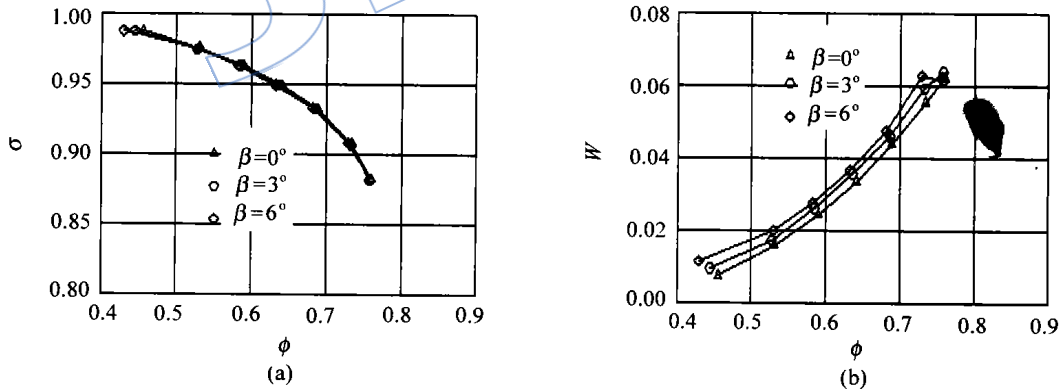


图 11 A 型式, $M_{a\infty} = 0.22, \alpha = 0^\circ$

Fig. 11 Type A, $M_{a\infty} = 0.22, \alpha = 0^\circ$

$W \sim \phi$ 曲线。从图看出, 无论是 A 型式进气道还是 B 型式进气道, 随着 β 从 0 增加到 6 或 9 时, σ 值不变。对于 A 型式进气道 W 值稍有所增加, 但 B 型式进气道的 W 值仍不变。

3 结 论

(1) 在超音速来流状态 ($M_{a\infty} = 1.8$ 和 1.5)

下, 当迎角 α 值从 0 增加到 5 时, 腹部进气道的总压恢复系数 σ 值提高, 总压畸变指数 W 值有所下降, 在 $M_{a\infty} = 1.8$ 接近临界点处的 σ 值提高了约 0.02。当 α 值从 3 增加到 6 时, 两侧进气道的 σ 值和 W 值几乎不变。

(2) 在高亚音速来流状态 ($M_{a\infty} = 0.8$ 和 0.6) 下, 当迎角 α 值从 3 增加到 6 时, 两侧进气道

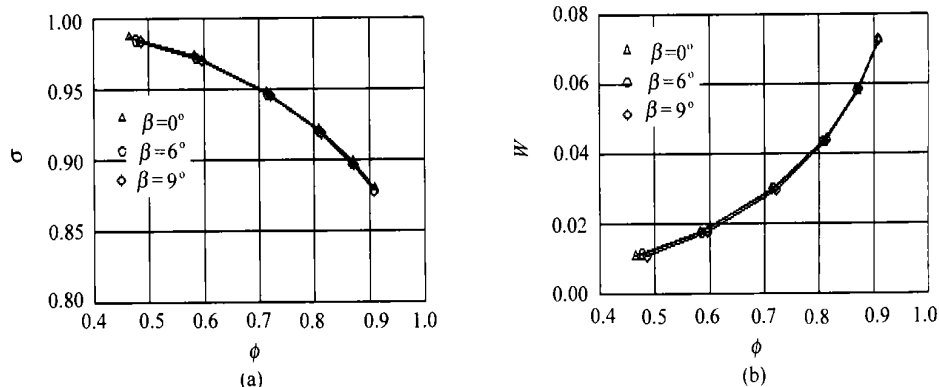


图 12 B 型式, $M_{a\infty} = 0.22, \alpha = 0^\circ$
Fig. 12 Type B, $M_{a\infty} = 0.22, \alpha = 0^\circ$

的总压恢复系数 σ 和总压畸变指数 W 几乎不变。当 $M_{a\infty} = 0.8, \alpha$ 值从 6° 加大到 9° 再增加到 12° 时, σ 值逐渐下降, 当 $\phi = 0.83$ 时, σ 值分别下降了 0.012 和 0.03, W 值变化很小。在上述高亚音速来流状态下, 腹部进气道的总压恢复系数 σ 值对迎角极不敏感, 当 α 从 0 增加到 10° 时, σ 值几乎不变, W 值有所下降。

(3) 在低速来流状态 ($M_{a\infty} = 0.22$) 下, 两侧进气道的气动性能对较大迎角非常敏感, α 值从 0 增加到 6° 时, σ 值下降极小, 当 α 值从 6° 开始增加时, σ 值明显下降, 例如当 $\phi = 0.7$ 时, α 从 0 增加到 30° 时, σ 值下降约 0.044, W 值增加约 0.015。而腹部进气道的气动性能对 α 值较不敏

感, 当 $\phi = 0.7$ 时 α 从 0 增加到 30° 时, σ 值下降约 0.025, W 增加约 0.0075。

(4) 在高速和低速来流状态下, 无论是腹部, 还是两侧进气道的气动性能对侧滑角 β (小于 6° 或 9°) 均不敏感。

参考文献:

- [1] Eric Hehs. JSF Diverterless Supersonic Inlet [Z]. Code One, July, 2000.
- [2] 姜正行. 飞机内流空气动力学 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [3] 塞登 J, 戈德斯密斯 E J. 进气道空气动力学 [M]. 北京: 航空航天工业部第六〇一研究所出版, 1992.