

文章编号:1000-8055(2011)09-2133-08

一种大偏距埋入式进气道气动特性试验

翁小倬^{1,2}, 谢文忠¹, 郭荣伟¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国人民解放军 94710 部队, 江苏 无锡 214141)

摘 要: 对一种大偏距埋入式进气道进行了高速风洞试验研究,得到了该进气道的气动特性,结果表明:①巡航状态时,出口马赫数的变化对进气道性能影响不大,进气道具有较高的巡航性能。②在试验研究的范围内,随飞行马赫数的增加,进气道性能有所下降;攻角的增加对进气道性能有所改善,侧滑角的变化对进气道性能影响不大。③进/发匹配点时,进气道通道内气流脉动功率谱密度分布呈现白噪声特征,在大攻角或偏航条件下进气道气流脉动功率谱密度有明显的峰值。

关 键 词: 埋入式进气道; 大偏距; 总压恢复系数; 畸变指数; 功率谱
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Experimental investigation on flow characteristics of a submerged inlet with high offset

WENG Xiao-chai^{1,2}, XIE Wen-zhong¹, GUO Rong-wei¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Unit 94710, The Chinese People's Liberation Army,
Wuxi Jiangsu 214141, China)

Abstract: Experiments of a submerged inlet with high offset were made and described in this paper. The study was carried out in a high speed wind tunnel. The results show that: (1) Under cruising condition, the Mach number at the exit has little effect on the inlet performance. (2) According to the experimental results, when the free stream Mach number increases, the total pressure recovery decreases and the synthesis distortion rises. The rising incidence is favorable to the inlet performance, but on which the yaw has little influence. (3) At the matching point of the inlet with engine, the power spectrum of the dynamic pressure signals in the duct generally presents the characteristics of white noise; however at high incidence or yaw the power spectrum has some narrow band peak value.

Key words: submerged inlet; high offset; total pressure recovery; distortion coefficient; power spectrum

现代无人机的发展越来越强调隐身性,它要求进气道不仅要在飞行包线内为发动机提供高品质的气流,还要尽可能降低推进系统的雷达散射面积,进而降低整个无人机的雷达散射面积。埋入式进气道由于其减少了暴露面积且阻力小,受到

了研究人员的关注。

国内外的研究人员对埋入式进气道进行了大量的研究。文献[1]给出了一种埋入式进气道的设计方法。文献[2]对基于圆弹身的埋入式进气道进行了全三维数值计算,但未见相关的试验验证。文

收稿日期:2010-10-11; 修订日期:2011-03-15

作者简介:翁小倬(1983—),男,河南邓州人,博士生,主要从事内流空气动力学研究。

献[3-7]对埋入式进气道进行了优化和流场控制研究,但研究的来流马赫数仅局限于 0.15. 虽然埋入式进气道已应用于 AGM129 和 JASSM 等型号,但未见相关资料和文献发表.

国内对埋入式进气道的研究也取得了许多成果. 文献[8-9]利用气动 S 弯的概念初步设计了一个基于圆弹身的进口截面为“田径跑道”形的埋入式进气道,高速风洞试验结果表明其虽然畸变偏大但能够为发动机提供足够的流量. 文献[10]进一步在此基础上将其方法计算机辅助设计(CAD)化,并成功设计了一横截面为“变短轴椭圆”形的圆弹身埋入式进气道,试验表明其性能满足发动机要求. 文献[11-17]通过数值仿真和试验对平面埋入式进气道口面参数进行了组合对比研究,揭示了平面埋入式进气道的进气机理和内部流场结构,风洞试验表明其性能达到了实用水平.

然而上述研究大都是针对常规埋入式进气道,对于大偏距的埋入式进气道的研究鲜见报道. 在总体布局确定的情况下,埋入式进气道的偏距较大将导致前唇口导流角较大. 当前唇口导流角过大时,进气道型面的急剧拐弯及大的逆压力梯度将会导致通道内局部气流分离或接近分离,总压恢复系数下降,流场畸变增大^[13-15]. 本文对一种大偏距的埋入式进气道进行试验研究,获得其工作特性和通道内的压力脉动特性,通过压力脉动分析揭示大偏距埋入式进气道的流动概况,旨在为大偏距埋入式进气道的设计和使用提供依据.

1 试验设备与模型

试验研究是在南京航空航天大学的 NH-1 高速风洞上进行的.

1.1 试验模型

图 1 给出了模型的剖面图,进气道出口有一直径为 0.6 倍出口直径的发动机整流罩. 进气道设计采用文献[8]提出的气动 S 弯概念,进口为类矩形,出口为圆. 中心线采用缓急相当的变化规律,由于进气道偏距较大,对导流段之后的面积沿中心线变化采用非对称处理,且进入整流段后通道面积收缩;同时,将通道上型面进行修正,使对称面导流段之后的上型面曲线不存在拐点. 具体尺寸如图 1 所示.

1.2 试验设备

NH-1 高速风洞为下吹式亚、跨、超三声速风洞,试验段长 1.58 m,截面尺寸为 0.6 m×0.6 m,马赫数范围为 $Ma_0=0.25\sim3.5$,攻角范围可达 $-30^\circ\sim+30^\circ$,侧滑角范围为 $-10^\circ\sim+10^\circ$,可以进行测压、测力、油流显示、纹影显示、带喷气作业、进气道及其他特种试验等. 试验段两侧壁为实壁,上下壁则应根据具体的试验马赫数选择不同的形式.

1.3 测量系统

本试验的测量系统包括静/总压测量系统和动态压力测量系统. 静/总压测量系统由静压测孔,总压探针和 Netscanner Model 948RK 压力扫描阀组成. 其中 6 个静压测孔均匀分布在进气道出口截面四周. 进气道出口截面的总压由“水”字形测量耙测量. 总压耙由 6 根辐条组成,每根辐条有 5 个测量探针,共计 30 根探针. 动态压力系统由 kulite-XCQ-062-25A 动态压力传感器和动态信号采集系统组成. 本研究在出口截面安装 2 根总压动态压力探针,通道内安装了 3 个静压动态

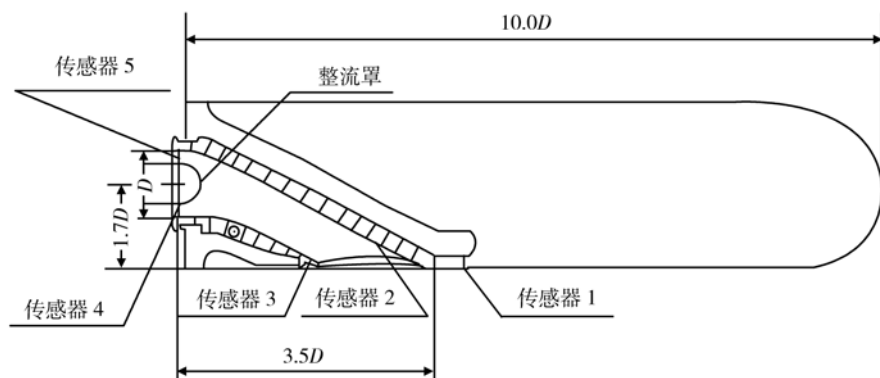


图 1 模型剖面图

Fig. 1 Sketch of the model

压力传感器,编号及位置如图1所示.由于进气道内喘振和流动分离的脉动频率较低,故动态分析的截止频率为800 Hz.

压力扫描阀把静压测孔和总压探针感受到的压力传输给计算机,处理成所需的性能数据.动态压力传感器测得的压力信号经过计算处理,得到各个传感器信号功率谱密度,以及进气道出口截面的气流的紊流度 ϵ ,紊流度 ϵ 与出口截面的稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}$ 相加得到出口截面的综合畸变指数 W .

2 试验结果

通过试验得到了进气道在不同工况下的工作特性和沿流道的压力脉动特征.本研究中进/发匹配点进气道出口马赫数 $Ma_2=0.33$.试验中,在进气道出口测量段尾部安装一节流锥,通过步进电机改变节流锥的位置,对进气道模型出口的马赫数进行控制.

2.1 出口马赫数对性能的影响

图2给出了巡航状态 $Ma_0=0.4$, $\alpha=2^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时进气道出口总压恢复系数 σ 随出口马赫数 Ma_2 的变化曲线,可以看出,进气道出口总压恢复系数随出口马赫数的增加而有所上升,到 $Ma_2=0.34$ 时达到最大值,然后略有下降,在整个试验的范围内,总压恢复系数总体变化不大,都保持在0.975以上,匹配点处总压恢复系数高达0.986.

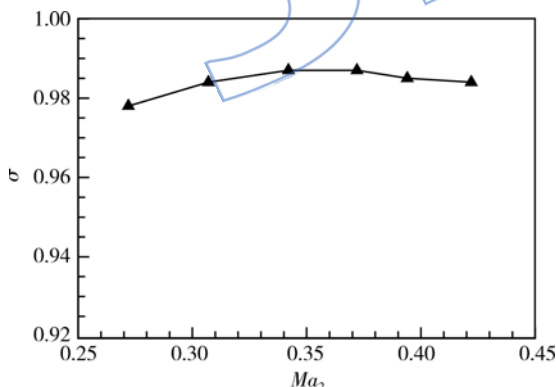


图2 总压恢复系数随出口马赫数的变化曲线

Fig. 2 Total pressure recovery versus Mach number at the exit

$Ma_0=0.4$, $\alpha=2^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时进气道出口稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}$,紊流度 ϵ 和综合畸变指数 W 随出口马赫数 Ma_2 的变化曲线在图3中给出.可以看出,在试验研究的范围内,稳态周向畸变指数波动不大,在匹配点处,稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}=$

1.229%;紊流度随出口马赫数增加而下降,到出口马赫数 $Ma_2=0.307$ 时达最小值,随后有所上升,匹配点处 $\epsilon=2.150\%$.综合畸变指数的变化趋势与紊流度相似,匹配点处 $W=3.379\%$.

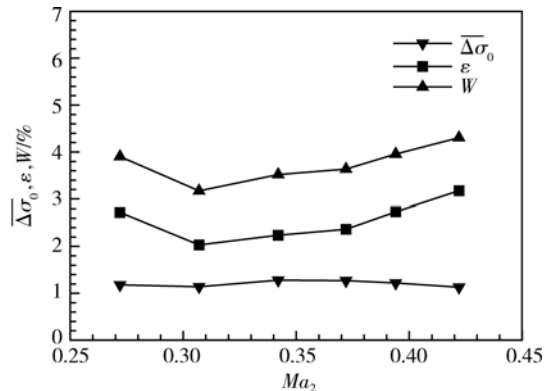


图3 畸变指数随出口马赫数的变化曲线

Fig. 3 Distortion coefficient versus Mach number at the exit

出口马赫数对进气道出口气流总压脉动的功率谱密度的影响在图4中给出.从图4可以看出,在试验研究的范围内,进气道出口气流总压脉动总体分布都比较均匀,不存在明显的局部峰值,呈现白噪声的分布特征,且脉动能量基本相当,有利于推进系统的安全工作.这也表明通道内气流没有发生明显的局部分离.从图1可以也看出本研究的埋入式进气道气流进入整流段后,通道面积收缩,气流将加速减压,避免了通道拐弯处出现局部的流动分离.

2.2 飞行马赫数对性能的影响

图5给出了 $\alpha=0^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时进气道出口总压恢复系数 σ 随飞行马赫数 Ma_0 的变化曲线.不难看出,在整个研究范围内总压恢复系数都比较高,随着来流马赫数的增加,进气道出口总压恢复系数也逐渐降低,这是由于随着来流马赫数的增加,进口侧棱产生的旋涡增强导致掺混损失增加,同时摩擦损失也增加,导致总压恢复系数下降^[14,17].

图6给出了 $\alpha=0^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时进气道出口稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}$,紊流度 ϵ 和综合畸变指数 W 随来流马赫数 Ma_0 的变化曲线.可以看出在试验研究的范围内,稳态周向畸变指数和综合畸变指数随飞行马赫数的增加而增加,紊流度先略有下降,然后上升.同时不难发现,当 $Ma_0=0.5$ 时综合畸变指数最高,但仍在6.0%之下,这对发动机安全工作是有利的.

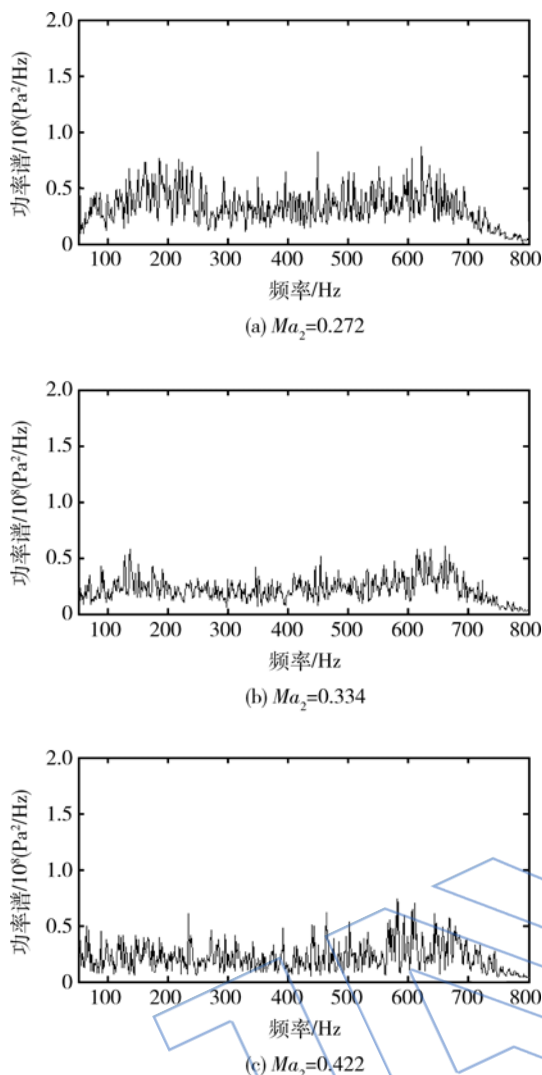


图4 出口马赫数对出口总压脉动功率谱的影响
Fig. 4 Effect of Mach number at the exit on power spectrum of dynamic total pressure

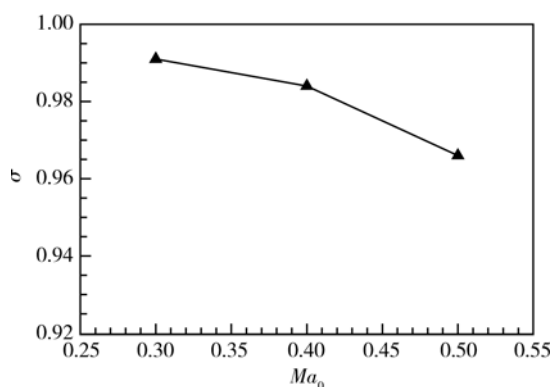


图5 总压恢复系数随飞行马赫数的变化曲线
Fig. 5 Total pressure recovery versus free stream Mach number

图7给出了 $\alpha=0^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时攻角的变化对进气道出口气流总压脉动的影响,可以看出,进气道

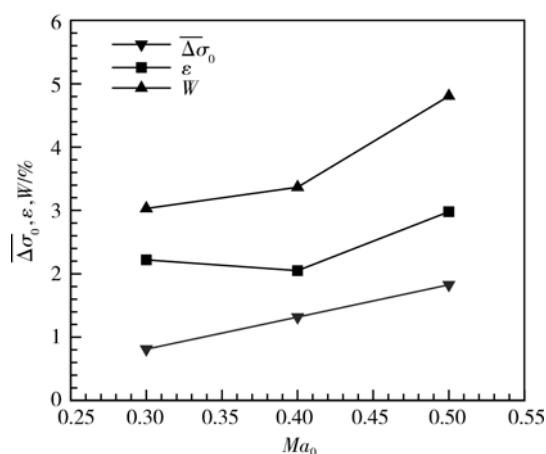


图6 畸变指数随飞行马赫数的变化曲线
Fig. 6 Distortion coefficient versus free stream Mach number

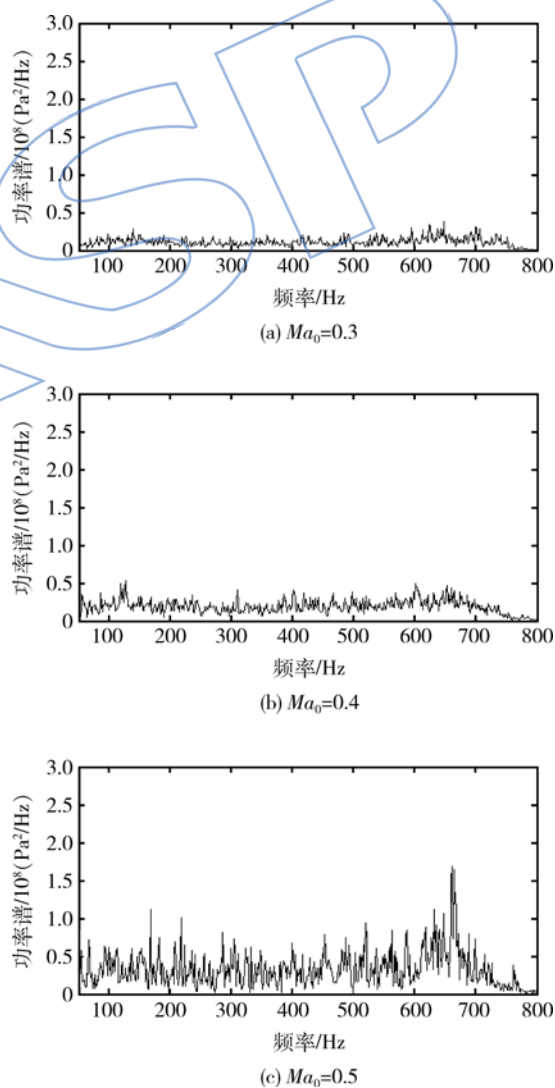


图7 飞行马赫数对出口总压脉动功率谱的影响
Fig. 7 Effect of free stream Mach number on power spectrum of dynamic total pressure

出口气流总压脉动的功率谱密度分布无明显窄频信号. 但飞行马赫数 $Ma_0 = 0.5$ 时(图 7(c)), 进气道出口气流总压脉动的功率谱密度幅值是低马赫数下功率谱密度幅值的 2~3 倍, 且在 660 Hz 有一峰值, 进气道应当尽量避免长时间在这一状态下工作.

2.3 攻角对性能的影响

图 8 给出的是 $Ma_0 = 0.4$ 和 $\beta = 0^\circ$ 时进气道出口总压恢复系数 σ 随攻角 α 的变化曲线. 可以看出, 在试验研究的范围内, 随攻角的增大, 总压恢复系数也上升, 这主要是由于进气道采用腹下布局, 攻角的增加使进气道能更好利用来流冲压的缘故.

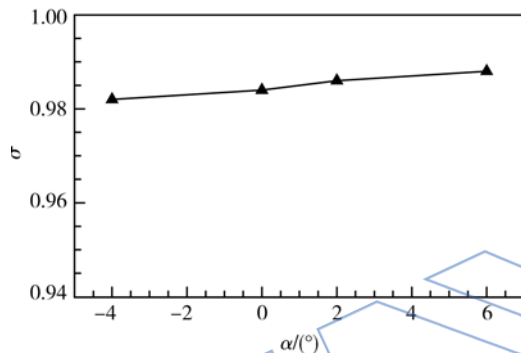


图 8 总压恢复系数随攻角的变化曲线

Fig. 8 Total pressure recovery versus incidence

当 $Ma_0 = 0.4$ 和 $\beta = 0^\circ$ 时进气道出口稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}$, 紊流度 ε 和综合畸变指数 W 随攻角 α 的变化曲线如图 9 所示. 可以看出在试验研究的范围内, 稳态周向畸变指数和综合畸变指

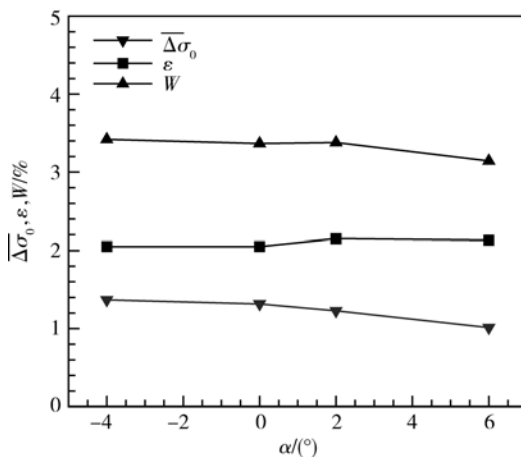


图 9 畸变指数随攻角的变化曲线

Fig. 9 Distortion coefficient versus incidence

数随攻角的增大而减小, 紊流度变化很小, 表明本研究飞行器总体布局下的埋入式进气道具有良好的攻角特性.

图 10 给出了 $Ma_0 = 0.4$ 和 $\beta = 0^\circ$ 时攻角的变化对进气道出口气流总压脉动功率谱密度的影响, 其中攻角 $\alpha = 0^\circ$ 时功率谱密度分布已在图 7(b) 中给出. 可以看出随攻角的变化, 气流脉动能量基本不变, 但当 $\alpha = 6^\circ$ 时, 进气道出口气流总压脉动的功率谱密度分布存在明显的局部峰值, 应在结构设计时予以考虑.

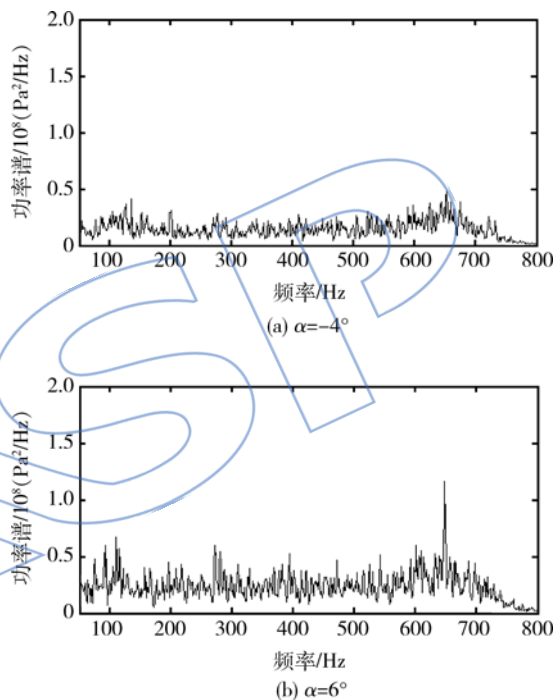


图 10 攻角对出口总压脉动功率谱的影响

Fig. 10 Effect of incidence on power spectrum of dynamic total pressure

2.4 侧滑角对性能的影响

为了弄清楚侧滑角变化对进气道性能的影响规律, 图 11 给出了 $Ma_0 = 0.4$ 和 $\alpha = 0^\circ$ 时进气道出口总压恢复系数 σ 随侧滑角 β 的变化曲线. 可以看出在试验研究的范围内, 随侧滑角增大, 总压恢复系数先略有下降后上升. 这是由于当进气道侧滑飞行时, 一方面两侧侧棱的产生的漩涡不再对称, 通道内的掺混损失增加^[14], 另一方面侧滑产生的机身涡将一部分附面层扫走, 使得出口总压上升; 当侧滑角 $\beta = 2^\circ$, 掺混损失起主导作用, 因此总压恢复系数有所下降; 当侧滑角 $\beta = 4^\circ$, 机身涡的影响占主导作用, 因此总压恢复系数上升.

图 12 是 $Ma_0 = 0.4$ 和 $\alpha = 0^\circ$ 时进气道出口稳

态周向畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}$ 、紊流度 ε 和综合畸变指数 W 随侧滑角 β 的变化曲线.可以看出在试验研究的范围内,随侧滑角的增大,进气道出口畸变指数均下降.但总体上看在研究的 $\beta=0^\circ\sim 4^\circ$ 范围内,进气道性能变化不大,对侧滑角不敏感.

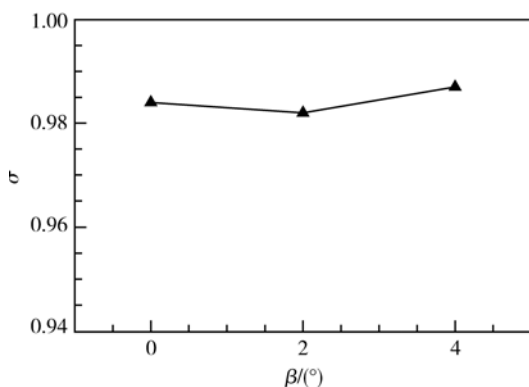


图 11 总压恢复系数随侧滑角的变化曲线

Fig. 11 Total pressure recovery versus yaw

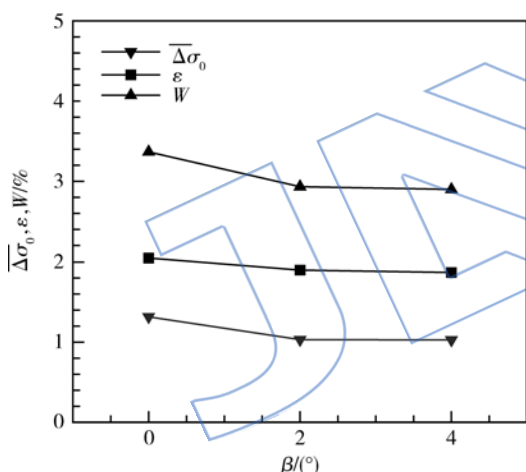


图 12 畸变指数随侧滑角的变化曲线

Fig. 12 Distortion coefficient versus yaw

当 $Ma_0=0.4$ 和 $\alpha=0^\circ$ 时侧滑角变化,进气道出口气流总压脉动的功率谱密度分布的情况如图 13 所示,而 $\beta=0^\circ$ 时的功率谱密度分布见图 7(b).显然,飞行器以一定侧滑角飞行时,进气道出口气流总压脉动的功率谱密度分布均存在窄频带信号,因此应尽量避免在侧滑状态下长时间飞行,或者进行进气道/发动机的相容性设计时考虑相关的振动模式.

2.5 沿流道压力脉动特性

为了概括了解进气道气流沿流道的脉动特征的变化情况,图 14 给出了巡航状态 $Ma_0=0.4$,

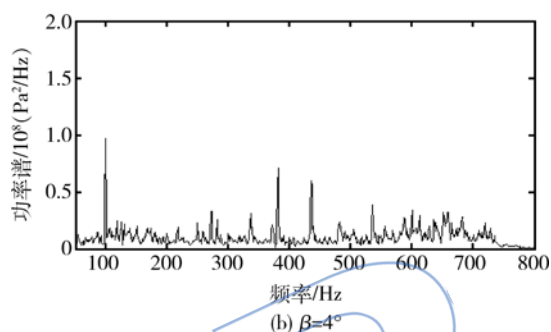
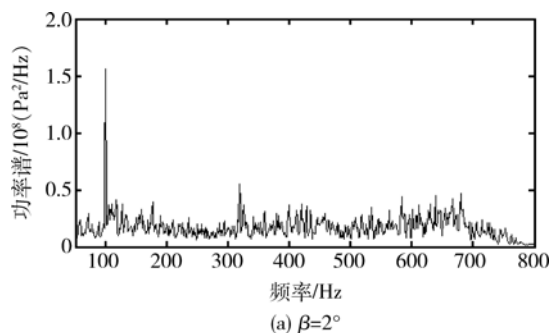
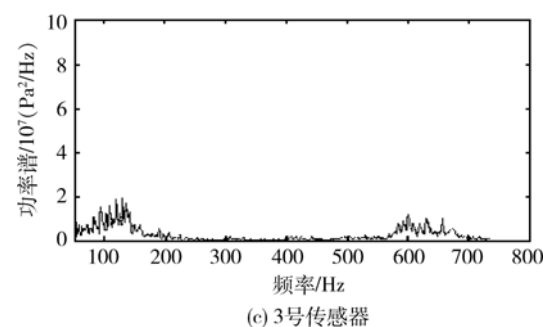
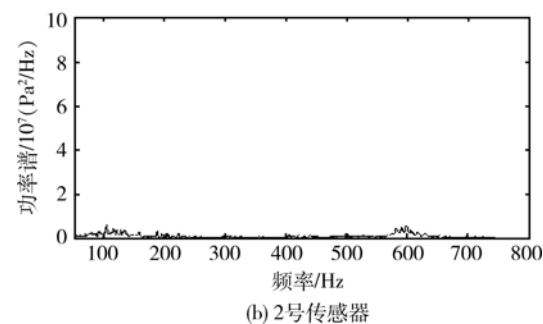
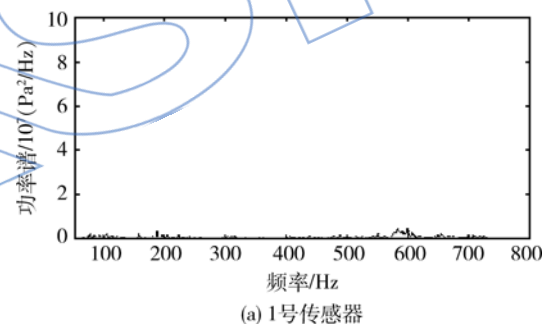


图 13 侧滑角对出口总压脉动功率谱的影响

Fig. 13 Effect of yaw on power spectrum of dynamic total pressure



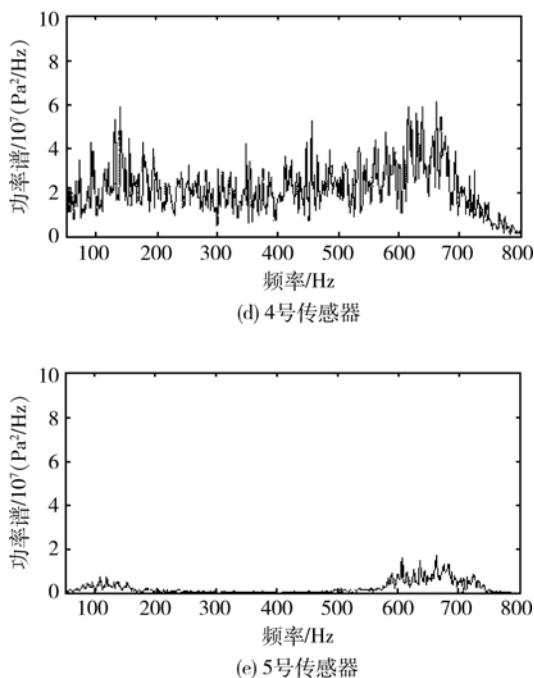


图14 传感器信号的功率谱分布

Fig. 14 Power spectrum of dynamic pressure signals of all the sensors

$\alpha=2^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时匹配点附近进气道全流道5个传感器的信号的功率谱密度分布。

由图14可以看出,进气道出口4号传感器位置处脉动能量比较强,但整体上来看,通道内传感器功率谱密度分布都比较均匀,无明显窄带信号,基本呈现白噪声的脉动特征,有利于进气道与发动机的匹配工作。

3 结论

1) 本研究的大偏距埋入式进气道在整个试验研究范围内, $\sigma < 0.975$, $W < 5.5\%$,侧滑角的变化对进气道性能影响不大,随来流马赫数的增加,进气道性能有所下降,攻角增加对进气道性能有所改善。

2) 在进/发匹配点时,进气道全流道气流功率谱密度分布无明显窄带信号;当飞行攻角 $\alpha=6^\circ$ 时和有侧滑角飞行时进气道出口气流总压脉动存在窄频信号,发动机结构设计需给予考虑。

3) 研究表明,对于大偏距埋入式进气道,仅进行稳态性能的试验是不够的,还应对其流场的动态特性开展研究,以求发动机和飞行器总体的可靠性。

参考文献:

[1] Ferguson S D, Eastman D W. High performance submerged

air inlet; US, Patent 4378097[P]. 1983-03-29.

- [2] Taskinoglu E S, Knight D. Numerical analysis of submerged inlets[R]. AIAA-2002-3147, 2002.
- [3] Taskinoglu E S, Knight D. Design optimization for submerged inlets Part I [R]. AIAA-2003-1247, 2003.
- [4] Taskinoglu E S, Knight D. Design optimization for submerged inlets Part II [R]. AIAA-2003-3926, 2003.
- [5] Taskinoglu E S, Jovanovic V, Knight D. Multi-objective design optimization and experimental measurements for a submerged inlet[R]. AIAA-2004-0025, 2004.
- [6] Jovanovic V, Taskinoglu E S, Knight D. Experimental investigation of a submerged subsonic inlet[R]. AIAA-2004-2649, 2004.
- [7] Taskinoglu E S, Knight D. Multi-objective shape optimization study for a subsonic submerged inlet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(4): 620-633.
- [8] 郭荣伟. 埋入式进气道中的气动S弯[R]. 南京: 南京航空航天大学, 9402001, 1994.
- [9] 杨爱玲, 夏阳, 郭荣伟, 等. 埋入式进气道设计及其气动性能研究[J]. 空气动力学报, 1998, 16(2): 154-161. YANG Ailing, XIA Yang, GUO Rongwei, et al. An investigation on design and performance for a submerged air intake[J]. Acta Aeronautica Sinica, 1998, 16(2): 154-161. (in Chinese)
- [10] 郭荣伟, 刘少永. 埋入式进气道设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(1): 8-12. GUO Rongwei, LIU Shaoyong. Design of submerged inlet [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 33(1): 8-12. (in Chinese)
- [11] 余安远, 郭荣伟, 孙姝, 等. 一种隐身外形弹体下埋入式进气道的进气机理与低速试验研究[J]. 空气动力学报, 2003, 21(2): 182-188. YU Anyuan, GUO Rongwei, SUN Shu, et al. Air-admission mechanism and low speed tunnel test of a submerged inlet with low RCS missile body[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2003, 21(2): 182-188. (in Chinese)
- [12] SUN Shu, GUO Rongwei. Numerical analysis and experimental validation of a submerged inlet on the plane surface [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(3): 199-205.
- [13] 孙姝, 郭荣伟. 平面埋入式进气道的口面参数选择与试验验证[J]. 航空学报, 2005, 26(3): 268-275. SUN Shu, GUO Rongwei. Experimental research of effects of entrance parameters on performance of submerged inlet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(3): 268-275. (in Chinese)
- [14] 孙姝. 非常规进气道的设计、实验以及仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006. SUN Shu. Design and investigation for unconventional inlets[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [15] SUN Shu, GUO Rongwei, WU Yizhao. Characterization and performance enhancement of submerged inlet with flush-

- mounted planar side entrance[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(5): 987-995.
- [16] 余安远, 乐嘉陵, 郭荣伟. 隐身外形飞行器用埋入式进气道的设计与风洞试验研究[J]. 空气动力学报, 2007, 25(2): 150-156.
- YU Anyuan, LE Jialing, GUO Rongwei. A study of the design method and an investigation of high speed experiments for a submerged inlet under a stealthy shaped fuselage[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(2): 150-156. (in Chinese)
- [17] 谢文忠, 郭荣伟. 一种平面埋入式进气道气动特性的试验研究[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1460-1466.
- XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Experiment of flow characteristics of submerged inlet on plane surface[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1460-1466. (in Chinese)

JALSP