

腹下后置大偏距S弯进气道气动特性试验研究

翁小倬^{1,2} 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, 无锡, 214141)

摘要:对一种腹下后置大偏距S弯进气道进行高速风洞试验研究,得到了该进气道的工作特性:(1)随着流量系数的增加,进气道出口总压恢复系数略有下降,稳态周向畸变指数、紊流度和综合畸变指数均上升;当流量系数较大或较小时,进气道出口气流总压脉动均存在局部峰值。(2)在试验研究范围内,来流马赫数和侧滑角的变化对进气道性能影响不大;随着迎角的增大,总压恢复系数有所上升,畸变指数有所下降。(3)进/发匹配点处,进气道出口气流总压脉动功率谱密度分布呈现白噪声特征,对进气道/发动机匹配工作是有利的。

关键词:航空航天推进系统;腹下S弯进气道;总压恢复系数;畸变指数;功率谱

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2012)01-0001-07

Experimental Investigation on Pneumatic Characteristics of aft Mounting Ventral S-Shaped Inlet with High Offset

Weng Xiaochai^{1,2}, Guo Rongwei¹

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

Abstract: Experiments of aft mounting ventral S-shaped inlet with high offset is conducted in a high speed wind tunnel. Results show that: (1) When the mass flow ratio of the inlet increases, the total pressure recovery decreases slightly, and the circular steady total pressure distortion, turbulence intensity and synthesis distortion all increase. When the deviation of the mass flow ratio from designed point is large enough, the peek value of power spectrum of the dynamic total pressure signals will appear. (2) According to the present results, the free stream Mach number and the yaw have little effect on the inlet performance, and the positive incidence is favorable to the inlet performance. (3) At the point where the inlet is compared with engine, the power spectrum of the dynamic total pressure signals at the engine face generally shows the characteristics of white noise, which is beneficial to inlet-engine compatibility.

Key words: aerospace propulsion system; ventral S-shaped inlet; total pressure recovery; distortion coefficient; power spectrum

S弯进气道造型是飞行器总体布局的要求,在现代飞行器设计中得到了广泛应用。腹下S弯进气道由于其良好的迎角特性和侧滑特性^[1]更是受到了飞机设计师的青睐。

国内外研究人员对S弯进气道开展了大量的研究。文献[2]提出一种大偏距短扩压S弯进气道

的设计方法,文献[3]进一步给出一种自动生成三维S弯扩压管道的方法。文献[4~6]对S弯进气道内的流场结构开展了深入的研究。国内对S弯进气道的研究也取得了不少成果。万大为^[7],谢旅荣^[8]等分别在受飞行器总体的限制下,完成了一种大偏距短扩压的亚声速S弯进气道的设计,试验表明其

进气道性能良好。马高建等^[9-10]设计出了一种两侧布局的大偏距短扩压S弯进气道,在大侧滑角的状态下,背风侧的进气道受机身涡及附面层的影响比较大。谢文忠等^[11-12]设计了一种腹下无隔道大偏距S弯进气道,并对其流场特性进行了研究分析。翁小倬对文献[11]所设计的腹下S弯进气道开展了地面和低速大迎角下的气动特性研究^[13-14]。靖建朋等^[15]对一种S弯进气道开展了较宽工作范围内的试验研究,研究表明其性能符合发动机总体的要求。

上述研究大都是针对进气道的设计方法及稳态性能,而进气道内的不稳定流动对发动机的稳定工作范围有重要影响,严重时可引起发动机喘振。因此对进气道内气流的脉动压力特性进行研究是十分必要的。本文利用高速风洞对一种腹下后置布局的大偏距S弯进气道开展了试验研究,获得了其工作特性和通道内的压力脉动特性。

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 $Ma_0=0.25\sim 3.5$,迎角范围可达 $-30\sim +30^\circ$,侧滑角范围为 $-10\sim +10^\circ$,可以进行测压、测力、油流和纹影显示、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。

1.2 试验模型

图1给出了进气道试验模型的剖面图。中心线采用缓急相当的变化规律,唇口采用NACA标准翼型,具体尺寸如图1所示。

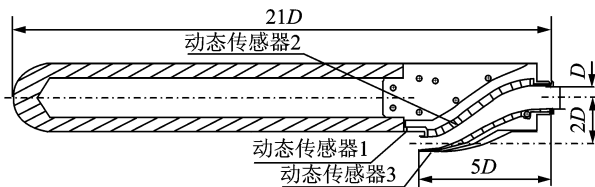


图1 模型剖面图

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8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米字形测量耙测量,如图2所示。总压耙由8根辐条组成,每根辐条

有5个测量探针,按等环面积分布,加上中心处的总压探针,共计41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。本研究在进气道出口截面安装2根动态压力探针监测出口总压脉动,编号分别为传感器4和5,径向位置与距壁面第二环探针在同一圆周上,周向位置如图2所示。内通道和进口隔道前安装了3个动态压力传感器,如图1所示,采集沿程静压脉动。由于进气道喘振和流动分离的脉动频率较低,故动态分析主要考虑800 Hz频率以下的结果。

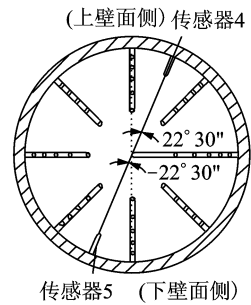


图2 总压耙示意图

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的功率谱密度分布,以及进气道出口截面气流的紊流度 ϵ ^[14],紊流度 ϵ 与出口截面的稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}$ ^[14]相加得到出口截面的综合畸变指数 W 。

2 试验结果与分析

试验获得了进气道在不同工作状态下的气动特性和沿流道的压力脉动特性。本研究中进/发匹配点进气道出口马赫数 $Ma_2=0.31$ 。

2.1 流量系数对性能的影响

图3给出了巡航状态 $Ma_0=0.5, \alpha=2^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时进气道出口总压恢复系数 σ 随流量系数 ϕ 的变化曲线。可以看出,在试验研究的范围内,总压恢复系数变化不大,匹配点($\phi=0.688$)处总压恢复系数 $\sigma=0.994$ 。随流量系数由0.492增加到0.963,总压恢复系数从0.995下降到0.980,这可能是由于随着流量系数的增加,内通道气流马赫数增加,摩擦损失增加造成的。

图4给出了 $Ma_0=0.5, \alpha=2^\circ$ 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 随流量系数 ϕ 的变化曲线,匹配点($\phi=0.688$)处,稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}=0.63\%$,紊流度

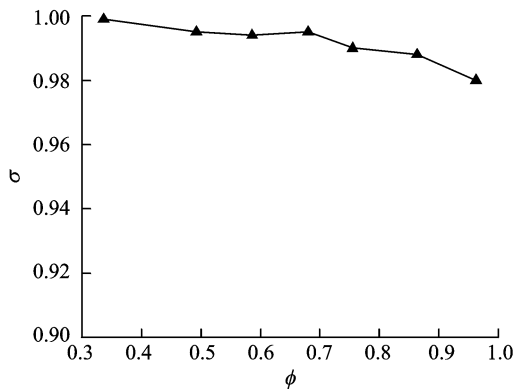


图3 总压恢复系数随流量系数的变化曲线

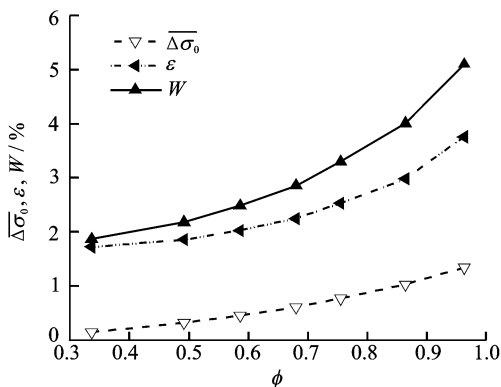


图4 畸变指数随流量系数的变化曲线

$\epsilon=2.282\%$, 综合畸变指数 $W=2.912\%$ 。可以看出随着流量系数的增加, 稳态周向畸变指数和紊流度都逐渐增加, 表明随着流量系数的增大, 进气道内气流脉动逐渐增强。

流量系数对进气道出口气流总压脉动功率谱密度的影响在图5中给出。从图5可以看出随流量系数的增加, 进气道出口总压脉动能量变大。同时, 还可以发现在设计状态($\phi=0.688$)下, 进气道出口气流总压的功率谱密度为白噪声(图5(b)), 一般不会对发动机造成危害。但当流量系数低于或高于设计值时(图5(a,c)), 进气道出口气流总压脉动的功率谱密度均存在峰值。因此在进气道/发动机相容性设计时应考虑相关的振动模式。

2.2 飞行马赫数对性能的影响

图6,7分别给出了 $\alpha=2^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时进气道出口总压恢复系数和畸变指数随来流马赫数的变化曲线。由图6可以看出总压恢复系数随来流马赫数的增加而有所上升, 到设计点马赫数 $Ma_0=0.5$ 时达最大值, 然后略有下降, 在整个试验的范围内进气道总压恢复系数变化不大, 都保持在0.99以上。

图7表明本研究的进气道随着来流马赫数 Ma_0 的增加, 稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$, 紊流度 ϵ 和综合畸变指数 W 都变化不明显, 综合畸变指数维持在3%

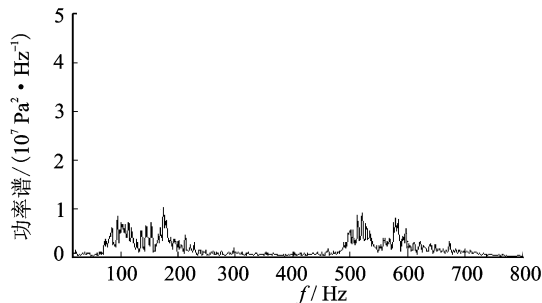
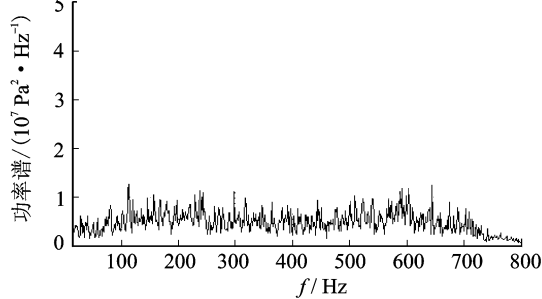
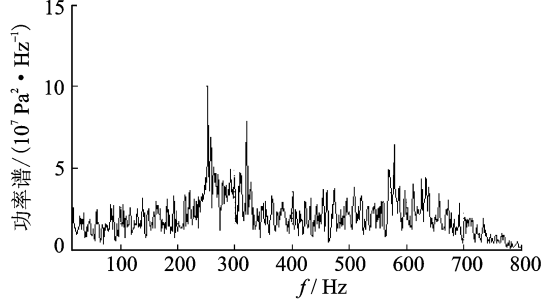
(a) $\phi=0.336$ (b) $\phi=0.680$ (c) $\phi=0.963$

图5 流量系数对出口总压脉动功率谱的影响

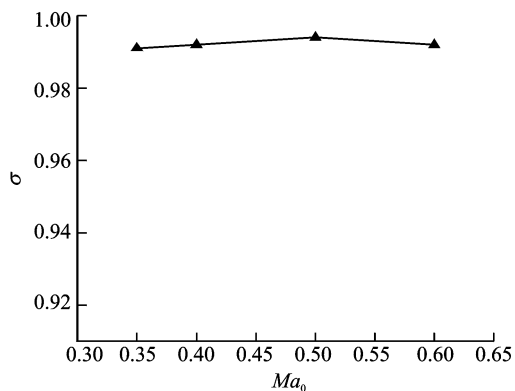


图6 总压恢复系数随来流马赫数的变化曲线

左右。

图8给出了 $\alpha=2^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时飞行马赫数对进气道出口气流总压脉动功率谱密度的影响。其中 $Ma_0=0.5$ 时出口气流总压脉动功率谱密度分布已在图5(b)中给出。从图8(a,b)及图5(b)可以看出, 当 $\alpha=2^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时, 随着飞行马赫数的增加, 进气道出口气流总压脉动的能量大致相当, 且不存在明显的峰值, 呈白噪声特征, 这对推进系统的安全工

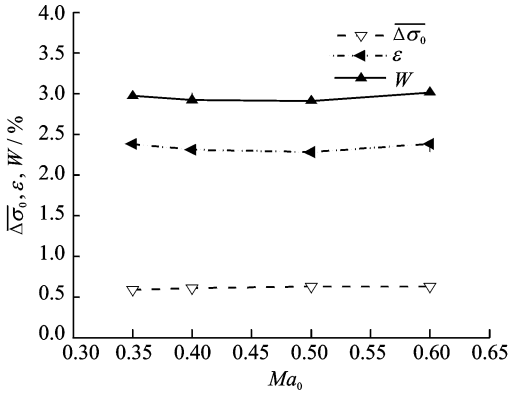


图7 畸变指数随来流马赫数的变化曲线

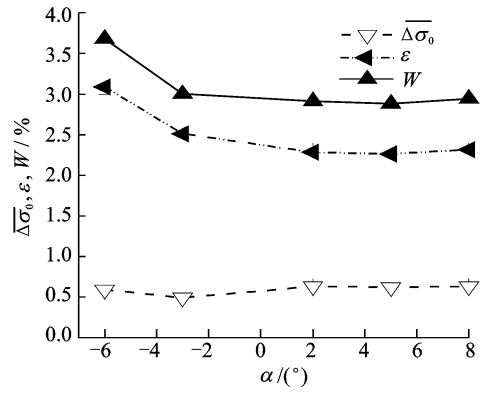


图10 畸变指数随迎角的变化曲线

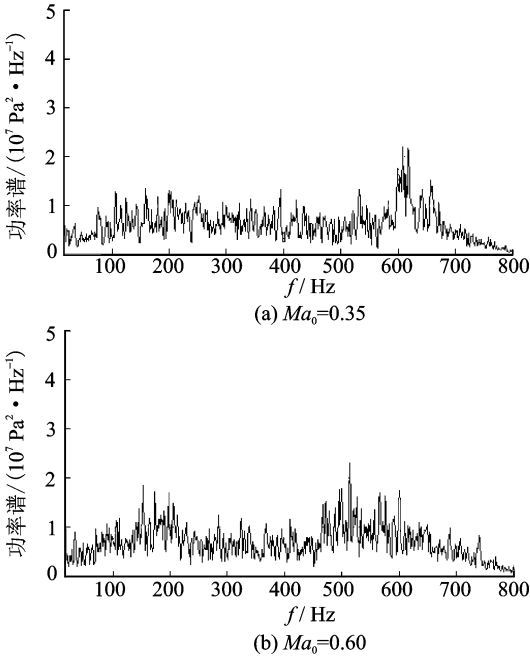


图8 飞行马赫数对出口总压脉动功率谱的影响

作有利。

2.3 迎角对性能的影响

图9,10分别给出了迎角的变化对进气道出口总压恢复系数和畸变指数的影响。

图9给出的是 $Ma_0=0.5$ 和 $\beta=0^\circ$ 时进气道出

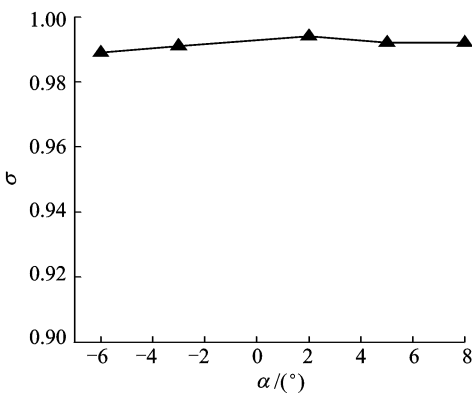


图9 总压恢复系数随迎角的变化曲线

口总压恢复系数 σ 随迎角 α 的变化曲线,可以看出随迎角的增加,总压恢复系数略有上升,这主要是进气道采用腹下布局,迎角的增加使进气道能更好地利用来流冲压的缘故。

图10给出了 $Ma_0=0.5$ 和 $\beta=0^\circ$ 时进气道出口畸变指数随迎角的变化曲线。可以看出在试验研究的范围内,进气道出口稳态周向畸变指数变化不大,对迎角变化不敏感。但当迎角从 -6° 增加到 2° 时,紊流度下降明显,表明当负迎角较大时,进气道受机身背风侧流动的影响,通道内的气流脉动比较剧烈;而迎角增加到 2° 以后,进气道腹下后置布局使气流受到机身的预压缩,故畸变下降。综合畸变指数的变化趋势与紊流度相似,对负迎角比较敏感,但畸变指数小于4%。显然,本研究飞行器总体布局下的进气道具有良好的迎角性能。

图11给出了 $Ma_0=0.5$ 和 $\beta=0^\circ$ 时迎角变化对进气道出口气流总压脉动功率谱密度的影响,其中

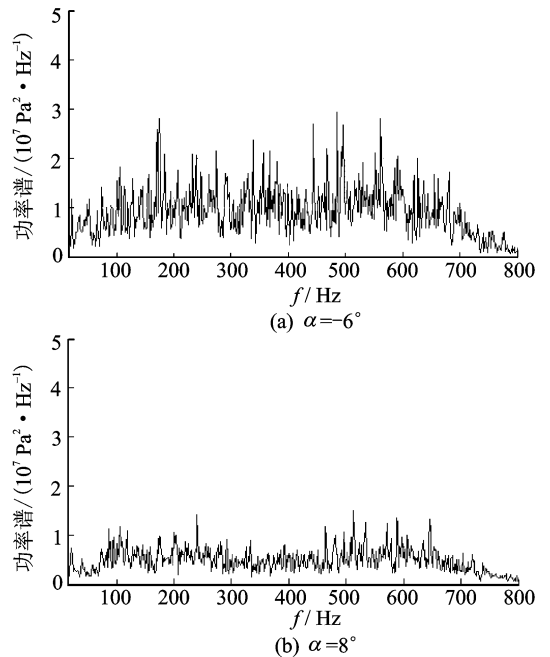


图11 迎角对出口总压脉动功率谱的影响

$\alpha=2^\circ$ 时功率谱密度分布已在图5(b)中给出。可以看出随着迎角的变化,进气道出口总压脉动总体分布都比较均匀,无明显窄带信号,基本呈现白噪声脉动特征。但是,从图11(a)可以看出,在飞行迎角 $\alpha=-6^\circ$ 时,进气道出口截面气流脉动功率谱密度幅值是正迎角条件下功率谱密度幅值的2~3倍,表明迎角 $\alpha=-6^\circ$ 时进气道出口气流脉动剧烈,这与图10中紊流度在迎角 $\alpha=-6^\circ$ 时最大的分析一致。

2.4 侧滑角对性能的影响

图12,13给出了 $Ma_0=0.5$ 和 $\alpha=2^\circ$ 时侧滑角变化对进气道出口性能的影响。可以看出随着侧滑角的增大,进气道出口总压恢复系数略有下降,稳态畸变指数基本不变,紊流度和综合畸变指数先上升后下降。侧滑角 $\beta=3^\circ$ 通道内气流脉动最剧烈,紊流度最高, $\epsilon=2.794\%$ 。但总体上来看在研究的 $\beta=0\sim6^\circ$ 范围内进气道性能变化不大。

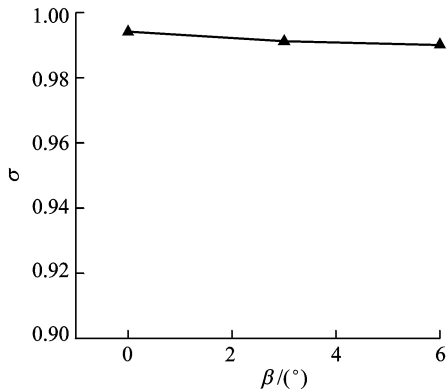


图12 总压恢复系数随侧滑角的变化曲线

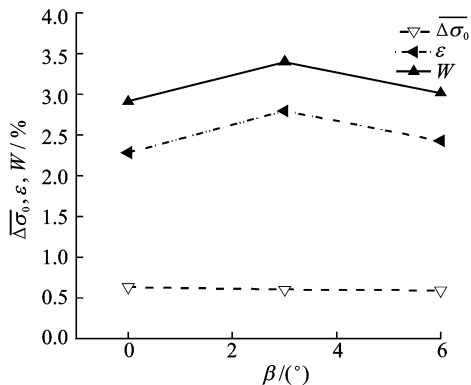


图13 畸变指数随侧滑角的变化曲线

当 $Ma_0=0.5$ 和 $\alpha=0^\circ$ 时侧滑角变化对进气道出口气流总压脉动的功率谱密度分布的影响情况如图14所示,而 $\beta=0^\circ$ 时的功率谱密度分布见图5(b)。可以看出随侧滑角的变化进气道出口总压脉动总体分布都基本呈现白噪声脉动特征,且其量值相差也不大。

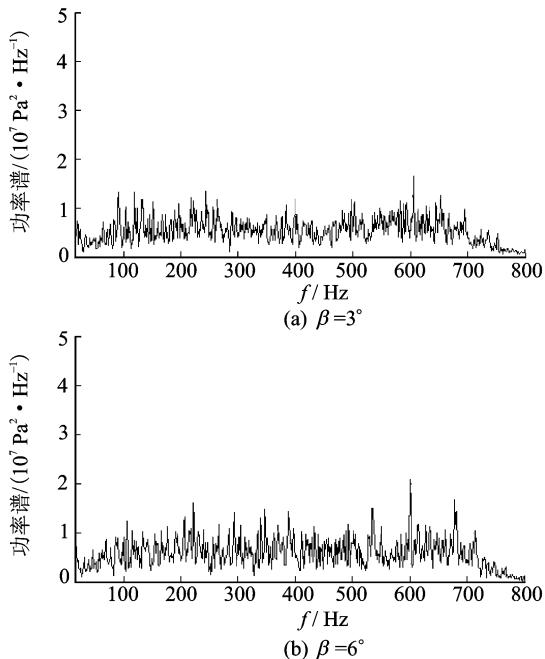


图14 侧滑角对出口总压脉动功率谱的影响

2.5 沿流道的压力脉动特征

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15给出了设计状态 $Ma_0=0.5$, $\alpha=2^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时匹配条件下进气道全流道5个传感器信号的功率谱密度。

由图15可以看出,进气道进口稍上游处1号传感器功率谱密度分布在150 Hz和450 Hz存在两个窄频带。显然这是进气道外部气流造成的。所幸的是,从内流道的4个传感器信号可以看到,1号传感器处的窄频气流压力脉动并没有传入进气道内部。但是S弯进气道第一弯上/下壁处(2和3号传感器)产生了590 Hz左右的功率谱峰区,同时在出口的5号传感器处也在590 Hz左右出现了局部的功率谱峰区,表明其与上游第一弯上/下壁处(2和3号传感器)存在一定的相关性。

3 结 论

(1)本研究的腹部进气S弯进气道在设计点 $Ma_0=0.5$, $\alpha=2^\circ$ 和 $\beta=0^\circ$ 时,进气道总压恢复系数 $\sigma=0.994$,稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta\sigma_0}=0.63\%$,紊流度 $\epsilon=2.282\%$,综合畸变指数 $W=2.912\%$,在整个试验的研究范围内总压恢复系数 $\sigma>0.980$,综合畸变指数 $W<4\%$,满足发动机工作的要求。

(2)随着流量系数的增大进气道性能略有下降。当流量系数偏离设计点较大时,进气道出口气流总压脉动的功率谱密度存在峰值,因此要尽量避

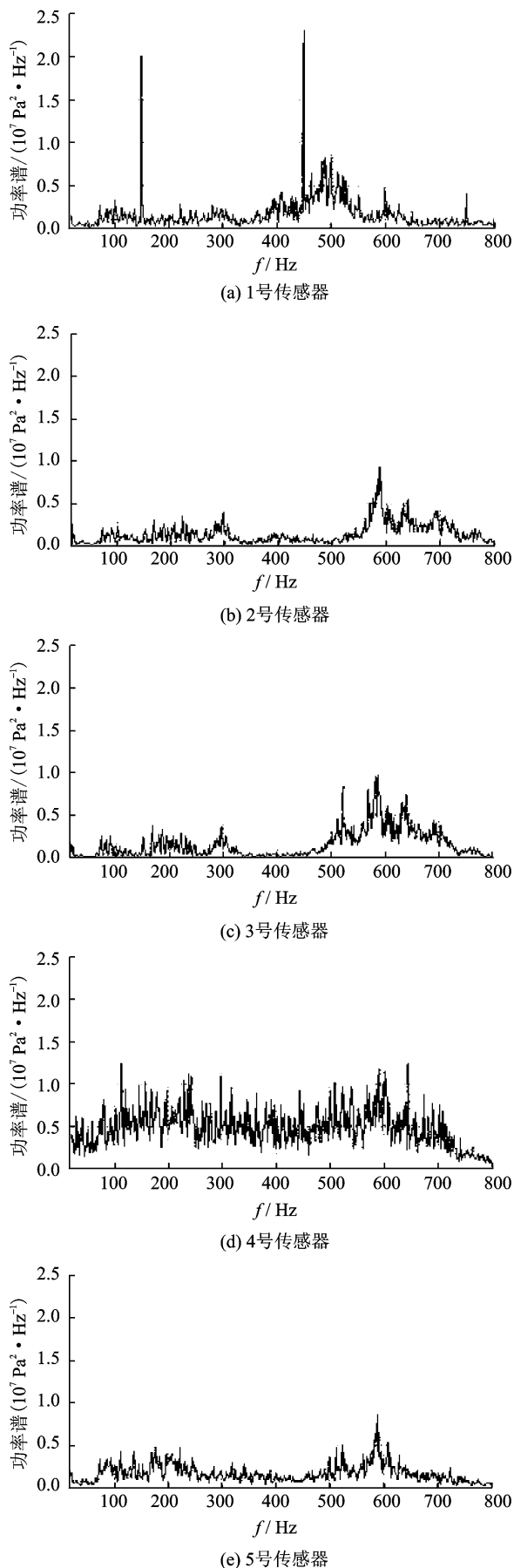


图15 全流道传感器信号的功率谱分布

免在一定的飞行速度下,急剧的推/收发动机油门。

(3)在试验研究的范围内,进气道性能对速度和侧滑角的变化不敏感,迎角的增大对进气道的性能有所改善。飞行迎角 $\alpha = -6^\circ$ 时,进气道出口紊流速度较大,飞行器在此姿态角下飞行时间不宜过长。

(4)在设计状态进/发匹配点时,进气道出口气流功率谱密度无明显窄带信号,这对进/发匹配工作是有利的。但S形进气道第一弯静压脉动功率频谱存在若干较窄的峰区,结构设计需给予注意。

(5)研究表明,对大偏距S形进气道,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,以求飞行器总体的可靠性。

参考文献:

- [1] Antonatos P, Surber L E, Stava D J. Inlet/airframe interference and integration [R]. AGARD-LS-53, Airframe/Engine Integration, 1972.
- [2] Lee C C, Boekicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft [R]. AIAA-85-3073, 1985.
- [3] Zhang W, Knight D, Smith D. Automated design of a three dimensional subsonic diffuser[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000,16(6):1132-1140.
- [4] Stocks C P, Bissinger N C. The design and development of the tornado engine air intake[R]. AGARD-CP-301-1981,1981.
- [5] Guo R W, Seddon J. The swirl in an S-duct of typical air intake proportions[J]. The Aeronautics Quarterly, 1983(34):99-129.
- [6] Wellborn S R, Reichert B A, Okiishi T H. Experimental investigation of the flow in a diffusing S-duct [R]. AIAA-92-3622,1992.
- [7] 万大为,郭荣伟.一种S弯进气道的设计与试验研究[J].南京航空航天大学学报,2004,36(2):150-154. Wan Dawei, Guo Rongwei. Design and experimental study of a S-shaped inlet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004,36(2):150-154.
- [8] 谢旅荣,郭荣伟.一种受总体限制的弹用S弯进气道的设计和实验验证[J].空气动力学报,2006,24(1):95-101. Xie Lvrong, Guo Rongwei. Design and experimental study of an S-shaped inlet restricted by missile [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006,24(1):95-101.
- [9] 马高建.一种无人机S弯进气道设计与气动特性研究

- [D]. 南京:南京航空航天大学能源与动力学院, 2007.
- Ma Gaojian. Design and aerodynamic performance study of an S-shaped inlet of the UAV[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [10] 马高建,郭荣伟. 无人机两侧式布局的S弯进气道设计与实验[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(2): 146-150.
- Ma Gaojian, Guo Rongwei. Design and experiment of bilateral type S-shaped inlet of UAV[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(2): 146-150.
- [11] Xie Wenzhong, Guo Rongwei. A ventral diverterless high offset S-shaped inlet at transonic speeds[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 207-214.
- [12] 谢文忠,郭荣伟. 腹下无隔道大偏距跨声速S弯进气道流场特性研究[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1453-1459.
- Xie Wenzhong, Guo Rongwei. Flow field of ventral diverterless high offset s-shaped inlet at transonic speeds[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 29(6): 1453-1459.
- [13] 翁小齐,郭荣伟. 一种腹下S弯进气道低速大迎角下气动特性实验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1573-1578.
- Weng Xiaochai, Guo Rongwei. Investigation of pneumatic characteristics for a ventral S-shaped inlet at high incidence and low speed [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1573-1578.
- [14] 翁小齐. 一种腹下S弯进气道地面和低速大迎角下气动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学能源与动力学院, 2008.
- Weng Xiaochai. Study of the flow in a ventral S-shaped inlet under ground running and at high incidence and low speed[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [15] 靖建朋,郭荣伟. 弹用S弯进气道气动性能试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2086-2090.
- Jing Jianpeng, Guo Rongwei. Experimental investigation of pneumatic characteristics for S-shaped inlet in missiles[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2085-2090.