

文章编号: 1000-8055(2009)09-2085-06

弹用 S 弯进气道气动性能试验

靖建朋^{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 驻西飞集团军事代表室, 西安 710089)

摘 要: 对一种弹用 S 弯进气道进行了试验, 结果表明: ①偏航角一定, 攻角由负到正变化时, 总压恢复系数先上升后变化不大, $|DC_{60}|$ 则先下降后小幅升高; ②攻角一定, 总压恢复系数和 $|DC_{60}|$ 随偏航角的增加均呈先升高后降低的趋势; ③大的攻角和偏航角组合状态下, 总压恢复系数较低, $|DC_{60}|$ 偏大, 但随偏航角进一步增大, 进气道性能有所改善; ④进/发匹配点处, 进气道出口压力功率频谱较平坦且对姿态角和来流马赫数的变化均不敏感; ⑤发动机小流量状态时, 进气道模型发生了喘振, 频率约为 150 Hz.

关 键 词: S 弯进气道; 攻角; 偏航角; 总压恢复系数; 畸变指数; 功率频谱; 进气道喘振

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental investigation of pneumatic characteristics for S-shaped inlet in missiles

JING Jian-peng^{1,2}, GUO Rong-wei¹

- (1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Military Representative Office of Chinese People's Liberation Army Residing in
Xi'an Aircraft Company, Xi'an 710089, China)

Abstract: Experimental investigation of an S-shaped inlet was made in this paper. The results show that: 1) When the yaw angle is constant and the attack angle changes from negative to positive, the total pressure recovery increases at first and then keeps almost constant, while the distortion coefficient drops at first and then rises a little. 2) When the attack angle is constant and the yaw angle increases, the total pressure recovery and distortion coefficient increase at first and then decline. 3) Under the combination of high incidence and yaw, the total pressure recovery is low and the distortion is high, but the performance will be better if the yaw angle increases farther. 4) At the matching point of the inlet and engine, the power spectrum of the flow at the exit is like white noise and not sensitive to the variation of attitude angle and free stream Mach number. 5) When the engine is running under small mass flow, the inlet model surge occurs, the frequency of surge is 150 Hz.

Key words: S-shaped inlet; attack angle; yaw angle; total pressure recovery coefficient; distortion coefficient; power spectrum; inlet surge

国内外对 S 弯进气道的研究起步比较早, 设计技术也比较成熟, 并且有多种形式的 S 弯进气

道投入了实际应用. S 弯进气道具有较高的进气效率和较低的流场畸变^[1-2], 然而, 由于该类进气

收稿日期: 2008-09-28; 修订日期: 2008-12-30

作者简介: 靖建朋(1982-), 男, 河南卫辉人, 博士生, 主要从事内流气动力学研究.

道特有的 S 形弯道,使得进气道的出口处形成了独特的“对涡”结构^[3-5].这造成了该类进气道对飞行的攻角和偏航角变化比较敏感,尤其是在大攻角或大偏航角状态下往往有旋流产生,这对发动机的稳定工作造成了很大的影响.针对这一问题,国内外学者进行了大量工作并取得了很大进展.在国外,Stocks C P, Bissinger N C 等人曾经指出,在进气道进口整流罩处及发动机前方的进气道管内安装导流板能够减小旋流;Lee C C 和 Chris Boedicker^[1]就曾提出过一种设计大偏距、短扩压扩压管的方法. Zhang 等人^[6]做了进一步的工作,提出了一种自动生成三维扩压管道的设计方法.在国内,许多学者对 S 弯进气道进行了大量的研究工作,并取得了一定成果^[7-13]. 王大伟等^[8]在不考虑整流锥的情况下通过调整扩压管道型面设计了一种弹用 S 弯进气道,试验表明,在出口截面下部存在一个扇形的低压区,从而周向畸变较大. 谢旅荣等^[9]则对一种总体空间受限的进气道进行了设计和风洞试验,结果表明其设计方案是成功可行的. 文献[10]发展并完善了一种弹用短 S 弯进气道的设计方法,给出了一套完整的 CAD 软件实现方法,并加工了模型进行风洞吹风试验验证,结果证明该方案是成功的.然而,公开发表的文献对 S 弯进气道气动特性的攻角、偏航角及来流马赫数的研究范围较小.当前对导弹的战术要求越来越高,在飞行中为了避免受到对方防空武器的攻击,导弹需要按“蛇形”轨迹飞行;此外,为了增加导弹的低空突防能力,在导弹攻击前要先以较大的正攻角跃升,然后以负攻角俯冲攻击.这就要求 S 弯进气道在较大攻角或偏航角下具有较高的气动性能,因此开展高姿态飞行条件下 S 弯进气道稳态和动态气动特性的研究工作是十分必要的.

本文利用高速风洞对一种弹用 S 弯进气道开展了较宽工作范围(攻角 $-10^{\circ} \sim 10^{\circ}$, 偏航角 $-8^{\circ} \sim 8^{\circ}$, 来流马赫数 $0.6 \sim 0.95$) 内的试验研究,通过对试验所得数据的处理和分析,获得了进气道在不同来流马赫数、攻角及偏航角下的稳态和动态气动性能,以揭示在较大的攻角或偏航角下, S 弯进气道的畸变是否超过了发动机所能忍受的极限(一般情况要求 $|DC_{60}| \leq 0.6$), 是否会有强的、窄频带流动脉动的出现而引起发动机乃至总体结构振动,影响总体结构的稳定性,旨在为进/发匹配、巡航导弹总体及弹道设计提供技术支撑.

1 试验设备与模型

本研究 S 弯进气道模型气动特性试验是在南京航空航天大学的空气动力试验室进行的.主要的试验设备包括 NH-1 高速风洞、试验模型及测量系统等.

1.1 NH1 高速风洞

NH-1 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 $0.6\text{ m} \times 0.6\text{ m}$, 马赫数范围为 $Ma_{\infty} = 0.25 \sim 3.5$, 可以进行测压、测力、油流显示、纹影显示、进气道及其它特种试验等. 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. 进行亚、跨声速 ($Ma_{\infty} = 0.25 \sim 1.2$) 试验时, 试验段上、下壁面均为开孔壁板, 通过斜孔的溢流作用来校正安装模型后洞壁对流场的干扰, 并使得风洞更容易起动. 试验的气源由数个高压储气罐提供, 从储气罐放出的高压空气经过调压阀的自动调节后通过特定的喷管产生试验所需要的马赫数.

本研究的马赫数调节范围为 $0.6 \sim 0.95$, 攻角调节范围为 $-10^{\circ} \sim +10^{\circ}$, 偏航角调节范围为 $0^{\circ} \sim 10^{\circ}$. 模型安装在风洞试验段的堵塞比约为 4.3% .

1.2 试验模型

本文所研究 S 弯进气道模型的结构示意图见图 1. 本进气道设计时, 先根据总体所要求的进气道偏距和长度确定 S 弯扩压器的中心线, 然后选定截面形状和截面面积变化规律, 最后设计唇口型面和隔道. 经过研究, 本进气道选取了缓急相当的中心线变化规律, 截面形状采用了从进口椭圆型到出口圆型按照缓急相当的 S 弯变化规律过渡, 唇口采用了标准翼型 NACA-1, 隔道选用了尖劈型, 在出口利用整流锥来对进气道出口气流进行整流. 模型的具体几何参数参见文献[10].

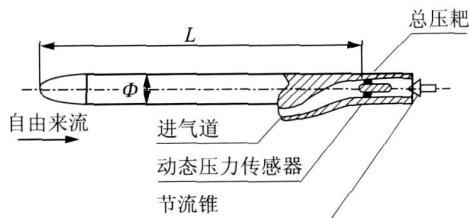


图1 进气道模型结构示意图

Fig.1 Sketch of inlet model

1.3 测量系统

本研究的测量系统由静/总压测量系统和动

态压力测量系统组成。静/总压测量系统由静压测孔和总压耙组成。其中,4 个静压侧孔均匀分布在进气道出口截面四周。由于进气道出口有整流锥,为了降低总压耙对内通道的堵塞比,总压测量采用了 6 组按“水”字型分布总压探针,每组有 5 根探针,共计 30 根总压探针。动态压力测量系统由 XCQ-062-25A 型 Kulite 动态压力传感器、YF-3 型应变放大器、9114A/D 转换器和数据系统与处理计算机组成。动态压力传感器布置在进气道出口位置(参见图 1),用来测量进气道出口的压力脉动。

1.4 性能监测参数

对于 S 弯进气道来说,评价其性能的主要参数有总压恢复系数 σ 和畸变指数。常用的畸变参数有总压畸变指数 $|DC_{60}|$ 、稳态畸变指数 $\Delta\alpha$ 等。根据发动机总体要求,采用 $|DC_{60}|$ 作为本研究的畸变参数,其定义如下:

$$DC_{60} = \frac{p_{e(60) \min}^* - p_e^*}{q_e}$$

式中 $p_{e(60) \min}^*$ 为进气道出口截面所有 60 扇形区平均总压的最小值; p_e^* 为进气道出口截面的平均总压; q_e 为进气道出口截面的平均动压头。

2 试验结果及分析

本研究获得了 S 弯进气道在不同工作状态下的性能参数数据。下文将分别对进气道的稳态和动态气动特性进行分析和讨论,为进/发匹配提供参考。

2.1 进气道稳态气动特性分析

图 2 和图 3 分别给出了偏航角 $\beta=0^\circ$ 时,不同来流马赫数下进气道总压恢复系数 σ 和畸变指数 $|DC_{60}|$ 随攻角的变化曲线。由图可知,在负攻角下,随着攻角绝对值的减小, σ 呈上升趋势, $Ma_\infty=0.9$ 时, σ 由 0.91 上升到了 0.98; $|DC_{60}|$ 则不断下降,在 $Ma_\infty=0.9$ 时, $|DC_{60}|$ 由 0.52 下降到了 0.12。在正攻角下,随攻角的增加, σ 和 $|DC_{60}|$ 先变化不大,当 $\alpha>6^\circ$ 后, σ 略有降低,而 $|DC_{60}|$ 则有小幅升高。此外,从图上还可以看出,随着 Ma_∞ 的增加,在负攻角时,攻角不变的情况下, σ 不断降低, $|DC_{60}|$ 则不断升高;正攻角时,攻角不变的情况下, σ 及 $|DC_{60}|$ 则变化不大。由以上分析可知,试验范围内,在负攻角下,来流马赫数一定的情况下,本进气道模型随着攻角绝对值的减小其稳态气动性能不断改善;负攻角不变的情

况下,随着来流马赫数的增加,进气道模型的稳态气动性能则不断恶化。正攻角下,随攻角的增加进气道的稳态气动性能先变化不大,在 $\alpha>6^\circ$ 后,进气道的稳态气动性能下降,但下降幅度不大。试验范围内本研究进气道在正攻角不变的情况下稳态气动性能对来流马赫数的变化不敏感。

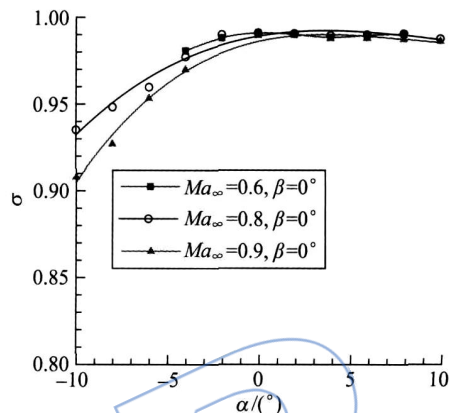


图 2 $\beta=0^\circ$ 时,不同来流马赫数下总压恢复系数随攻角的变化曲线

Fig. 2 $\beta=0^\circ$, total pressure recovery coefficient versus attack angle at different Mach numbers

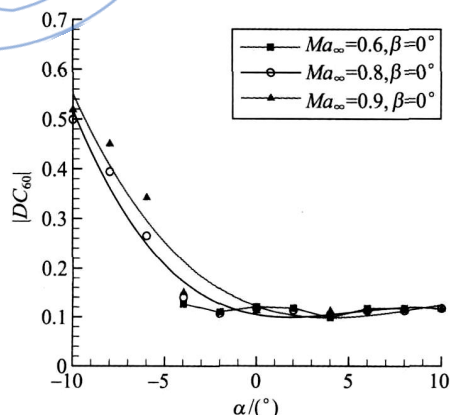


图 3 $\beta=0^\circ$ 时,不同来流马赫数下畸变指数随攻角的变化曲线

Fig. 3 $\beta=0^\circ$, distortion coefficient versus attack angle at different Mach numbers

$\alpha=0^\circ$ 时,不同来流马赫数下进气道总压恢复系数 σ 和畸变指数 $|DC_{60}|$ 随偏航角的变化曲线参见图 4 和图 5。由图可知, $Ma_\infty=0.6\sim 0.8$ 时,随着偏航角的增加, σ 先略有升高 ($\beta\leq 6^\circ$), 后小幅下降 ($\beta>6^\circ$), 试验范围内 $\sigma>0.98$; $|DC_{60}|$ 则先上升 ($\beta\leq 6^\circ$) 后降低 ($\beta>6^\circ$), 但总体数值较小, 试验范围内 $|DC_{60}|<0.14$ 。 $Ma_\infty=0.9$ 时,随着偏航角的增加, σ 先有小幅上升 ($\beta\leq 4^\circ$), 当 $\beta>4^\circ$ 时总压恢

复系数 σ 则较快下降, 在研究范围内, 由 0.99 下降到了 0.98; 畸变指数 $|DC_{60}|$ 则先上升 ($\beta \leq 4^\circ$) 后较快降低 ($\beta > 4^\circ$), 在 $\beta = 8^\circ$ 时进气道的畸变指数 $|DC_{60}| = 0.089$, 低于 $\beta = 4^\circ$ 时的 $|DC_{60}| = 0.11$.

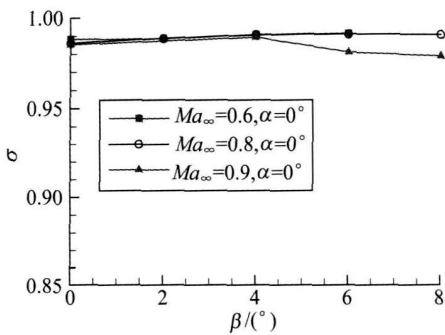


图 4 $\alpha = 0^\circ$ 时, 不同来流马赫数下总压恢复系数随偏航角的变化曲线

Fig. 4 $\alpha = 0^\circ$, total pressure recovery coefficient versus yaw angle at different Mach numbers

由于本研究进气道在低马赫数时其性能优于高马赫数时, 因此在图 6 只给出了 $Ma_\infty = 0.8$ 和 $Ma_\infty = 0.9$ 等飞行状态下进气道出口截面在匹配

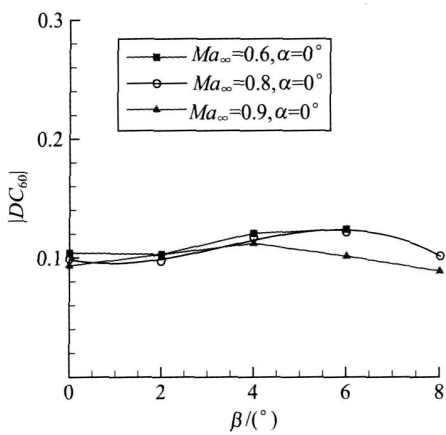


图 5 $\alpha = 0^\circ$ 时, 不同来流马赫数下畸变指数随偏航角的变化曲线

Fig. 5 $\alpha = 0^\circ$, distortion coefficient versus attack angle at different Mach numbers

点处的总压恢复系数等值线图, 其性能参数参见表 1. 由图 6(a) 可知, 在 $Ma_\infty = 0.8, \alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ$ 状态下, 出口截面的总压恢复系数等值线呈环状对称分布; 高压区占据了出口截面的大部分区域, 低压区仅分布在出口截面上部较小的区域内, 且低压区的 σ 也达到了 0.94; 沿着出口截面径由外

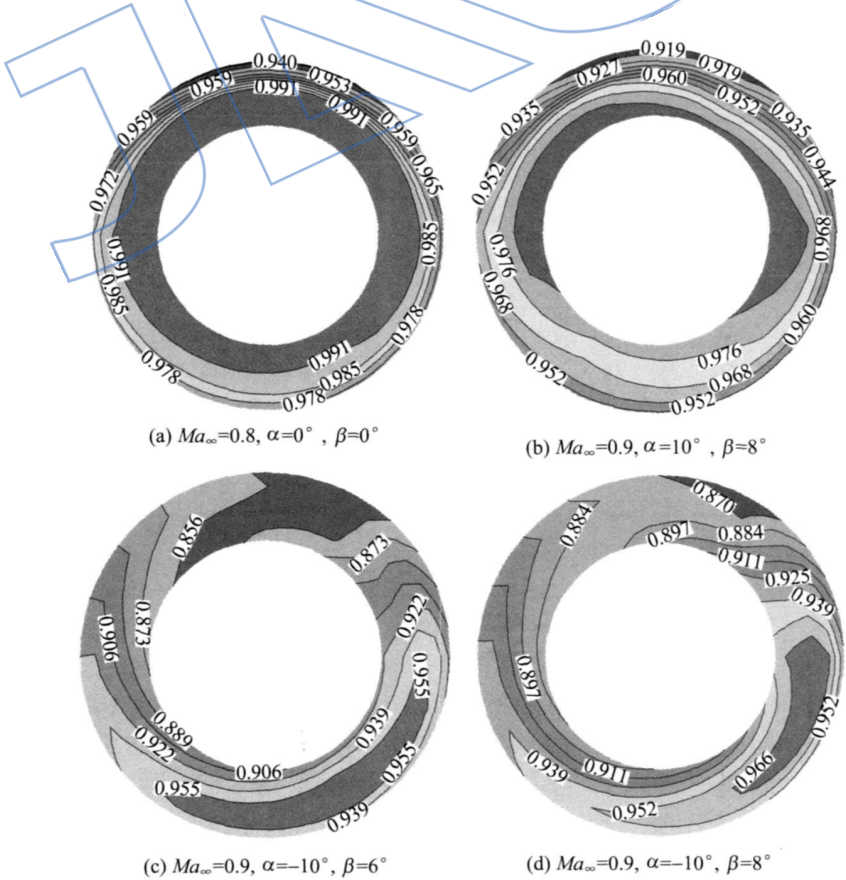


图 6 几个典型工作状态下匹配点处进气道出口截面总压恢复系数分布图谱(顺流)

Fig. 6 Contours of the total pressure coefficient at the exit (downstream)

向内, σ 值升高. 该状态下 σ 为 0.986, $|DC_{60}|$ 为 0.11, 进气道性能较高. 图 6(b) 为 $Ma_\infty = 0.9, \alpha = 10^\circ, \beta = 8$ 时进气道出口的总压等值线图. 与图 6(a) 对比可知, 随着马赫数的增加出口截面的 σ 值整体下降; 由于偏航角的影响, 出口截面的图谱呈非对称分布, 然而, 由于本进气道布局的特点, 大的正攻角状态下出口截面并未出现较大的低压区, 此时 σ 为 0.978, $|DC_{60}|$ 为 0.1, 进气道性能仍然较高, 这也很好的印证了上文中的曲线分析结果. 图 6(c) 给出了 $Ma_\infty = 0.9, \alpha = -10^\circ, \beta = 6$ 时进气道出口的总压等值线图. 此时, 出口截面的总压系数等值线图呈非对称分布, 高压区向偏航方向移动, 出口截面上方出现了扇形低压区, 该区域的 σ 只有 0.87. 这是由于较大数值的负攻角和偏航角组合使得进气道进口前的弹身背风侧气流发生了分离并形成较强的下洗气流, 该气流进入进气道并形成了出口上方的低压区, 造成出口的 σ 值较低, $|DC_{60}|$ 偏大, 此时进气道出口的 σ 值只有 0.89, $|DC_{60}|$ 高达 0.62, 为本试验所有状态中性能最差点. 然而, 在 $Ma_\infty = 0.9, \alpha = -10^\circ$ 时, 随着偏航角的进一步提高, 当 $\beta = 8$ 时, 如图 6(d) 所示, 出口截面的低压区减小且数值升高, 其平均总压恢复系数升高到 0.91, $|DC_{60}|$ 则降低至 0.49. 这可能是因为, 随着偏航角的进一步增大, 进气道进口前的弹身背风侧气流分离点提前, 下洗气流偏离进气道进口, 使得进气道进口气流得到改善, 从而提高了进气道出口截面的气动性能.

表 1 几个典型工作状态下匹配点处进气道性能参数表
Table 1 Pneumatic parameters of inlet

Ma_∞	$\alpha(^{\circ})$	$\beta(^{\circ})$	σ	$ DC_{60} $
0.8	0	0	0.986	0.11
0.9	10	0	0.978	0.10
0.9	-10	6	0.89	0.62
0.9	-10	8	0.910	0.49

2.2 进气道动态气动特性分析

图 7 给出了几个典型工作状态下进气道出口截面动态总压的功率频谱密度分布图. 由图 7(a) 可知, 总压信号的功率谱分布从整体上看是白噪声信号, 整体分布比较平坦, 无高能量峰值的出现, 这说明在 $Ma_\infty = 0.8, \alpha = 0^\circ, \beta = 0$ 的状态下进气道内部没有发生气流分离, 出口流场品质较好. 比较图 7(a)~图 7(c) 可以看出, 3 个状态下进气道出口截面动态总压的功率频谱密度分布相似,

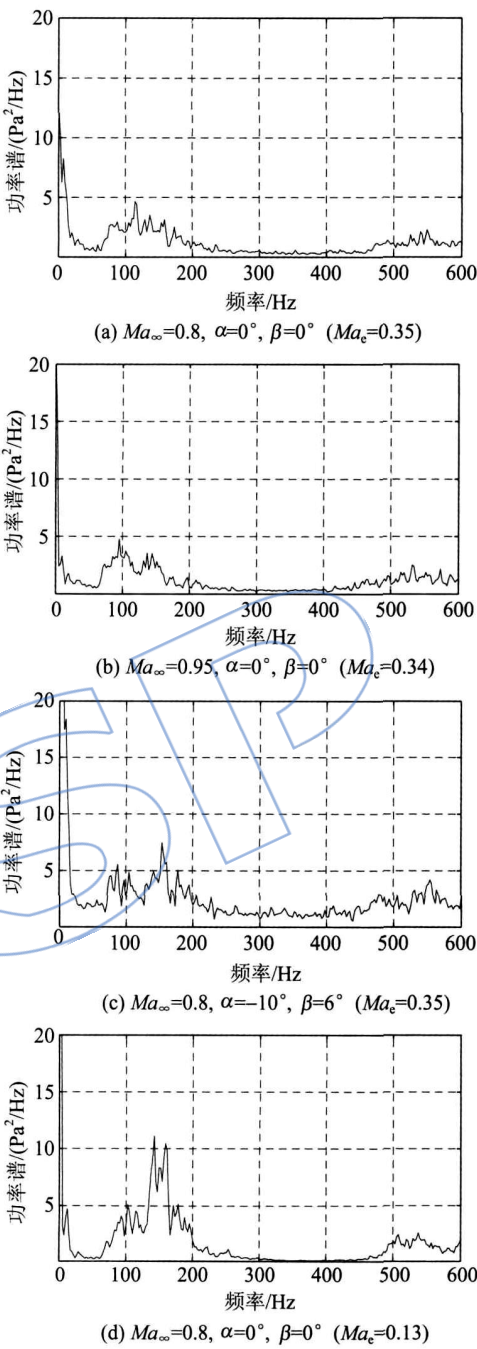


图 7 几个典型工作状态下进气道出口截面动态总压的功率频谱密度分布

Fig. 7 Power spectrum of the total pressure at the exit

说明在匹配点时, 本布局进气道出口截面的动态总压分布对来流马赫数和姿态角的变化均不敏感. 对比图 7(a) 和图 7(d) 可以看出, 在 $Ma_e = 0.13$ 时, 总压信号的功率频密度在 150 Hz 附近出现了峰区, 这说明在发动机小流量工作时, 进气道模型发生了喘振, 喘振频率约为 150 Hz. 因此在发动机设计乃至整弹设计中, 部件的固有模态要避开喘振频率, 以免引起共振, 对结构造成损害;

或者发动机工作时避免突然降低转速出现小流量状态.

3 结 论

通过对试验结果的分析和讨论可以得出以下结论:

1) 研究范围内,本进气道总压恢复系数 σ 不低于0.89,畸变指数 $|DC_{60}|$ 不超过0.6,满足进/发匹配的要求.

2) 偏航角一定,负攻角工作时,进气道性能较差且随 Ma_0 及攻角绝对值的增加性能不断下降;研究范围内,正攻角对进气道性能影响不大.因此对于采用此布局的进气道来说,应尽量避免在绝对值较大的负攻角下工作.

3) 攻角一定时,进气道总压恢复系数 σ 和畸变指数 $|DC_{60}|$ 随偏航角的增加均呈先升高后降低的趋势.

4) 总压图谱分析表明,在大攻角和偏航角的组合状态下,受弹身分离及下洗气流的影响,进气道总压恢复系数 σ 较低,畸变指数 $|DC_{60}|$ 偏大,但随着偏航角的进一步增大,进气道性能或有改善.

5) 试验范围内,本布局进气道在进发匹配点处出口压力功率频谱分布比较平坦且对姿态角和来流马赫数的变化均不敏感.这说明进气道内通道无气流分离的出现,出口流场品质较好,不会引起发动机及总体的结构振动.

6) 在小流量状态下,进气道模型发生了喘振,喘振频率约为150 Hz,因此发动机设计乃至整弹设计中,部件的固有模式都要避开喘振频率,以免引起共振,对结构造成损害;或者发动机工作时避免突然降低转速出现小流量状态.

参考文献:

- [1] Lee C C, Boekicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft [R]. AIAA-85-3073, 1985.
- [2] GUO Rongwei, LIN Qi. Computation of 3-D compressible turbulent flow in an S-shaped diffuser [J]. Numerical Methods in Laminar and Turbulent Flow, Pineridge Press, 1987, 5: 1465-1476.
- [3] GUO Rongwei, Seddon J. Swirl characteristics of an S-shaped air intake with both horizontal and vertical offsets [J]. Aeronautical Quarterly, 1983, (5): 121-149.
- [4] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics [M]. London: Blackwell Science, 1999.
- [5] Wellborn S R, Reichert B A, Okiishi T H. Experimental investigation of the flow in a diffusing S-duct [R]. AIAA Paper 92-36222, 1992.
- [6] Zhang W, Knight D, Smith D. Automated design of a three dimensional subsonic diffuser [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(6): 1132-140.
- [7] 林麒, 郭荣伟. 大攻角下矩形变圆形截面S弯进气道的内流特性 [J]. 空气动力学报, 1989, 7(2): 220-226.
LIN Qi, GUO Rongwei. Flow characteristics in an S-shaped rectangular-round diffuser at high incidence [J]. Acta Aerodynamic Snica, 1989, 7(2): 220-226. (in Chinese)
- [8] 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): 150-54.
WAN Dawei, GUO Rongwei. Design and experimental study of an S-shaped Inlet [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 2(2): 108-113. (in Chinese)
- [9] 谢旅荣, 郭荣伟. 一种受总体限制的弹用S弯进气道的设计和试验验证 [J]. 空气动力学报, 2006, 24(1): 95-101.
XIE Lüong, GUO Rongwei. Design and experimental study of an S-shaped inlet restricted by missile [J]. Acta Aerodynamic Snica, 2006, 24(1): 95-101. (in Chinese)
- [10] 李其骏, 郭荣伟. 一种高亚音速弹用S弯进气道设计及其特性 [J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(2): 108-113.
LI Qitao, GUO Rongwei. Design and performance of S-shaped inlet for high subsonic missiles [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 34(2): 108-113. (in Chinese)
- [11] 袁宁, 刘振德, 于守志. 亚声S型进气道模型吹风试验特性的研究 [J]. 推进技术, 2002, 23(1): 26-32.
YUAN Ning, LIU Zhende, YU Shouzh. Performance investigation by wind tunnel for S-shaped subsonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(1): 26-32. (in Chinese)
- [12] GUO Rongwei, Seddon J. Some unsteady flow characteristics of two S-shaped intake models tested at high incidence [J]. Journal of Nanjing Aeronautical Institute (English Edition), 1982, 1(1): 30-51.
- [13] 林麒, 郭荣伟. 大攻角下S弯进气道内气流的动特性 [J]. 南京航空学院学报, 1992, 24(1): 36-45.
LIN Qi, GUO Rongwei. The unsteady flow characteristics of an S-shaped inlet at high incidence [J]. Journal of Nanjing Aeronautics Institute, 1992, 24(1): 36-45. (in Chinese)