

# 弹用高亚音速 S 形进气道 设计和试验研究\*

张宝生 董松野

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

**摘 要:** 简要介绍弹用涡轮喷气发动机的一系列高亚音速 S 形进气道气动设计和试验研究结果, 并提出了关于高亚音速 S 形进气道在弹上的位置、进气道长度、进口形状、进口面积、内外唇口以及 S 形通道型面等设计的基本准则。通过风洞模型试验和发动机/进气道匹配试验, 发现不同弹体布局对进气道性能的影响。借助激光技术观察并记录了弹体涡在一定攻角情况下进入 S 形腹部进气道的现象, 与其它测试结果相配合, 证实了弹体涡、弹翼波以及附面层的互相干扰对进气道性能影响的严重性。

**主题词:** 进气道-发动机匹配, 进气道-机身构型, 风洞试验, 匹配试验, 气动设计, 设计要求

**分类号:** V235.113

## A STUDY ON HIGH SUBSONIC S-SHAPED INLETS IN MISSILES

Zhang Baosheng Dong Songye

(The 31st Research Institute, Beijing, 100074)

**Abstract:** In this paper the results of aerodynamic design and experimental research of a series of high subsonic S-shaped inlets used for turbojet engines of winged missiles are simply introduced. According to the characteristic of missile-bourn inlets and the research results, basic design principles to locate the inlet in missile, length of inlet, entrance shape, entrance area, the inner and outer lips and the sections of S-shaped passage are proposed.

During the model experiments in wind tunnel and engine/inlet match experiments, the influences of different fuselage arrangement properties of inlets. With the help of laser technics, the phenomina that the fuselage vortex enters into the

\* 本文 1993 年 6 月 20 日收到

vertral S-shaped inlet under certain attack angle are observed and recorded. Associated with other testing results, the significance of influence of the disturbances among the fuselage vortex, wing shock and the boundary layer on the properties of inlets is proved.

**Keywords:** Inlet-engine matching, Inlet-airframe configuration, Wind tunnel test, Matching test, Aerodynamic design, Design requirement

## 符 号 表

|                                  |                                                        |
|----------------------------------|--------------------------------------------------------|
| $a$ ——进气道内唇口超越椭圆型面长半轴 (mm)       | $p_s$ ——进气道唇载荷, $p_s = G_b/F_1$ (kg/s/m <sup>2</sup> ) |
| $b$ ——进气道内唇口超越椭圆型面短半轴 (mm)       | $S$ ——进气道进出口轴线距离, 即偏心距 (mm)                            |
| $C_r$ ——进气口段收缩比, $C_r = F_1/F_m$ | $\alpha$ ——攻角                                          |
| $\bar{D}$ ——进气道出口总压不均匀度          | $\beta$ ——侧滑角                                          |
| $DC_{60}$ ——进气道出口总压畸变系数          | $\sigma$ ——总压恢复系数                                      |
| $DC_{90}$ ——进气道出口总压畸变系数          | $\varphi$ ——流量系数                                       |
| $D_e$ ——进气道出口直径 (mm)             | $\theta$ ——S形通道轴线折转角                                   |
| $F$ ——进气道横截面积 (m <sup>2</sup> )  | 下标:                                                    |
| $G_b$ ——地面起飞状态进气流量 (kg/s)        | $\infty$ ——来流 (自由流)                                    |
| $H$ ——飞行高度 (km)                  | 1——进气道进口                                               |
| $h$ ——弹体附面层隔道高度 (mm)             | m——进气道喉道                                               |
| $L$ ——进气道轴向长度 (mm)               | e——进气道出口                                               |
| $L_d$ ——前弹体(弹尖至进气道进口)轴向长度 (mm)   | $S_1$ ——进气道拐弯进口                                        |
| $Ma$ ——马赫数                       | max——最大值                                               |
| $p_o$ ——总压                       | min——最小值                                               |
|                                  | 上标: ———— 平均值                                           |

## 1 前 言

1984 以来, 进行了一系列以涡轮喷气发动机为动力的飞航式导弹所用的高亚音速 S 型进气道设计、计算和试验研究, 包括 HfWM2-1、HfWM2-2、HfWM2-3、HfWM2-4 以及 HfWM2-6 进气道。上述进气道的轴向长度  $L$  上弹体轴线偏转距  $S$  的比值范围为 2.6~3.6, 进气道最大轴线偏转角范围为 27°~38°32′。进口形状分别采用小圆角矩形或半圆角矩形。所设计的工作范围为  $Ma=0\sim0.95$ ,  $\alpha=\pm10^\circ$ ,  $\beta=0^\circ\sim14^\circ$ 。

进气道模型试验分别在 FD-08 和 FL-24 风洞上进行。6 期、10 个方案、近 700 个状态的风洞试验结果表明: 所有模型在  $Ma=0\sim0.95$ ,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\beta=0^\circ$  状态下的匹配点性能为  $\sigma\leq0.98$ , 畸变系数分别为  $|DC_{90}|\geq0.12\sim0.13$  (一字型弹翼布局) 和  $|DC_e|\geq0.35$  (X 字型弹翼布局), 唇口阻力发散马赫数高于 0.85。

## 2 进气道气动设计准则

弹用亚、跨音速 S 形进气道与飞机进气道相比有一些明显的特点: 长度短, 拐弯急, 比较后置, 受弹体和弹翼的干扰较大, 且由于一次使用, 要求结构简单、工艺性好、质量轻、成本低。近年来, 国内外对亚、跨音速 S 形飞机进气道型面设计和特征参数选择的基本原则论述较多, 但关于弹用亚、跨音速 S 形进气道的设计和试验资料很少见。为此参照机用 S 形进气道设计准则, 结合弹用 S 形进气道特点和要求, 经过吹风试验和进气道/发动机地面匹配试验后, 对 S 形进气道在弹上的布局、型面设计和特征参数的选择提出如下设计准则。

### 2.1 进气道长度和弹上位置

进气道在弹上的布局, 包括进气形式、在弹上的位置及进气道长度等, 原则上由弹的总体布局、弹道和某些特殊的结构要求决定<sup>[1]</sup>。对于攻击海上和陆地目标的飞航式高亚音速导弹, 一般采用腹(背)部进气、比较后置的布局, 且进气道长度比较短(通常  $L/D_c=3\sim5$ ,  $L/S=2\sim3$ , 如果采取一定的防分离措施还可缩短些)。

### 2.2 进气道进口形状和进口面积

进气道的进口形状和进口面积的选择, 应以使导弹获得最大有效推力为准。通常应选择使进气道尽量贴体的进口形状。弹用进气道还应着重考虑其工艺性, 以降低成本, 一般以选择带圆角的矩形进口为宜。

对高亚音速、跨音速进气道, 可采用“唇口载荷” $P_c$  (地面起飞状态下单位进口面积的进气量) 作为进口面积的选择标准, 弹用进气道唇口载荷经试验结果证实可取  $170\sim190 \text{ kg/s/m}^2$ 。

### 2.3 喉道面积的确定

喉道面积的选择原则是要保证在各种飞行状态下喉道不发生气流堵塞, 且进气道有较高的内流性能。一般要求在整个飞行包线内, 保证一元流喉道马赫数不大于 0.8, 同时保持一定的进口收缩比 ( $C_i$  最好大于 1.2)。通常取设计点的一元流喉道马赫数为 0.7~0.75。

### 2.4 唇口内型面

唇口内型面的设计必须防止在地面起飞状态下气流分离, 可采用超越椭圆曲线, 其长短轴比  $a/b$  和超越指数  $n$  的最佳范围为 2.5 和 2.2 左右。

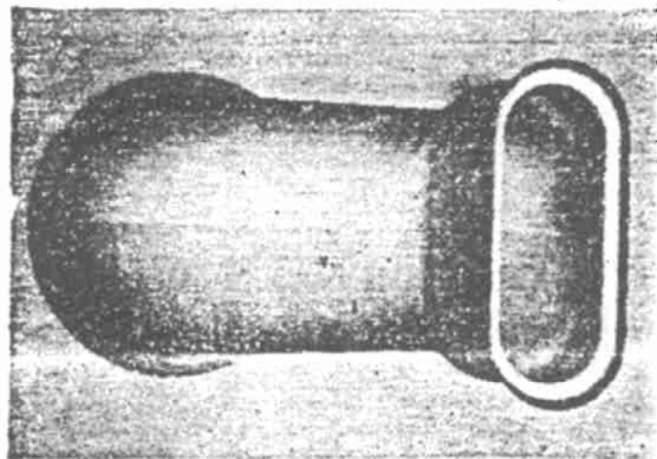


图1 进气道进口型面示意图

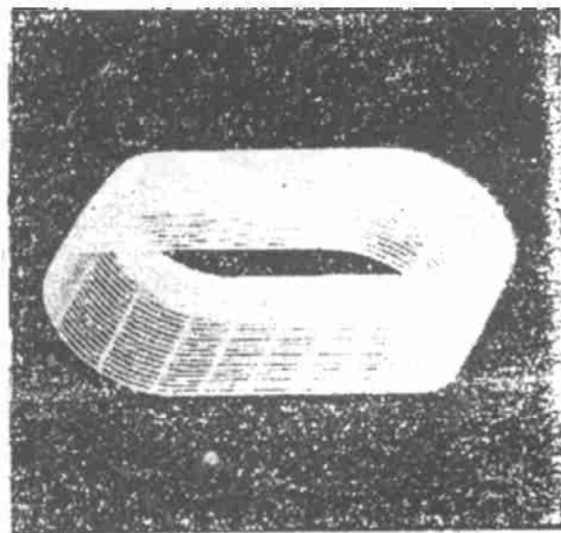


图2 唇口型面示意图

## 2.5 唇口外型面

唇口外型面的设计必须对低马赫数下的吸力和高马赫数下的阻力发展进行折衷考虑。主要取决于弹道对动力系统在低马赫数下提出的有效推力要求和导弹的经济性要求。目前设计的弹用进气道,其外唇口的主要矛盾在于提高唇口阻力发散马赫数。唇口外型面一般采用NACA-1系列翼型段。前缘处外唇口小圆半径 $\leq 4\sim 5\text{mm}$ 。

## 2.6 弹体附面层隔道高度

弹体附面层隔道高度与弹总体布局、进气道在弹上的位置以及导弹飞行姿态等因素有关。原则上应在保证进气道流量和总压恢复不降低的前提下,尽量降低隔道高度,以减少进气道的迎风面积,从而降低进气道的阻力。通常取弹尖至进气道进口截面的轴向距离的1%。

## 2.7 S型通道的设计

S型通道的设计,特别是其中心线走向与弹总体在弹腔内的布局有密切的关系。多次实践经验证明,S型通道设计必须与弹总体进行反复协调,不断修正。

喉道截面下游的S型通道设计原则是先扩张,后拐弯。通道扩张、拐弯和通道截面形状的改变尽量分开。紧接喉道截面下游的扩张通道应在不造成气流分离的前提下,尽量加速扩张,使气流速度下降,然后在低速条件下通过一个几乎等面积的拐弯段。这样可减轻拐弯分离和降低拐弯损失<sup>[3,5]</sup>。拐弯角度最大不超过 $35^\circ$ ,为了尽量减少拐弯损失和避免拐弯分离,可将拐弯段上游扩张通道的中心线提前拐弯 $7^\circ\sim 10^\circ$ ,以减少等面积拐弯段的集中拐弯角度。拐弯段下游,主要完成截面形状的改变。面积扩张在拐弯段下游占的比例很小。

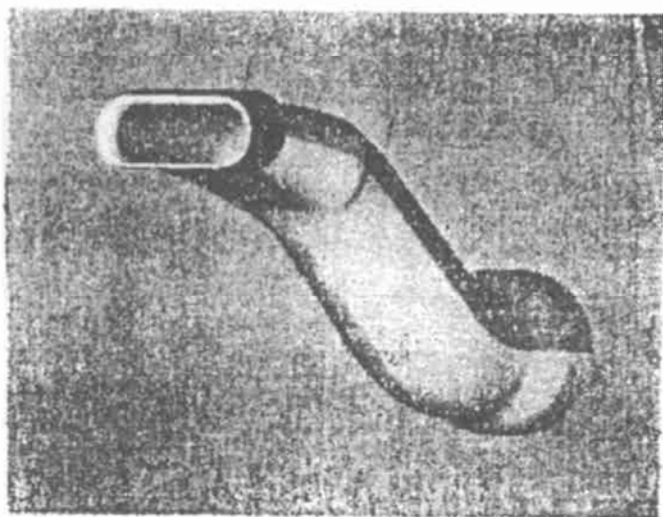


图3 S型通道示意图

# 3 结果与讨论

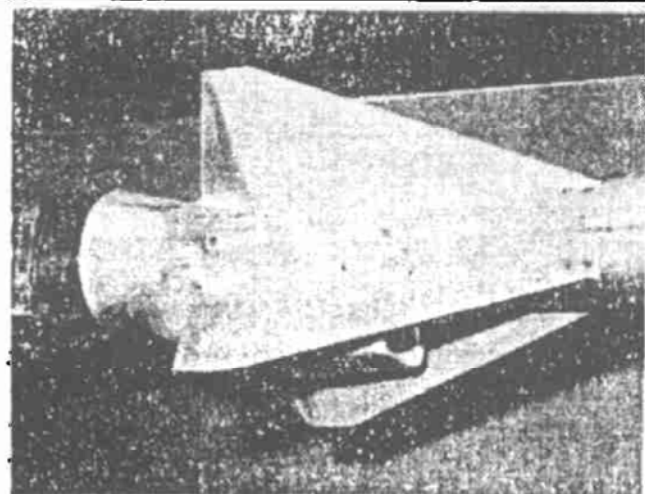
参加吹风试验的模型共有十个,其中包括HfWM2-1 A, B, C, D四个方案(其特征参数见表1),HfWM2-2 E, F两个方案,HfWM2-3 A, B两个方案,HfWM2-4 A方案以及HfWM2-6 B方案。HfWM2-1进气道总体布局为一字型弹翼布局,进气道位于弹翼所在截面稍下游的弹体下腹部。HfWM2-2 E, F方案是HfWM2-1进气道的修改型。HfWM2-3进气道的匹配总体布局为X字型弹翼布局,进气道位于X字型弹翼布局的下方象限内。HfWM2-4进气道总体布局也为一字型弹翼布局。HfWM2-6 B进气道是HfWM2-3 B方案的修改型。

## 3.1 S型通道内拐弯段的影响

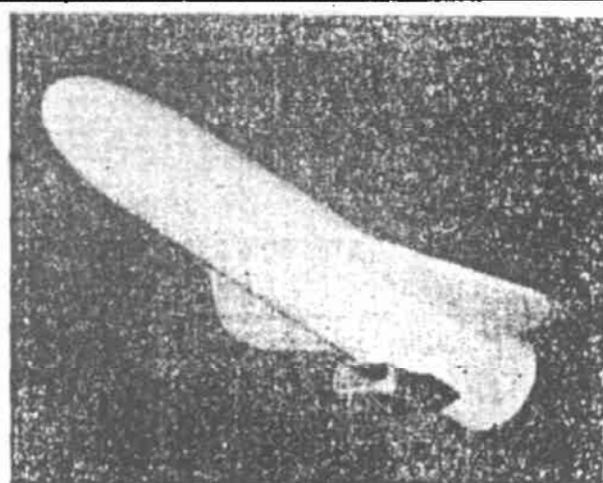
为了避免分离,拐弯段面积不宜扩张。试验中采用等面积拐弯,结果没有产生分离。但是HfWM2-1 D模型由于在出口处拐弯太急,致使气流局部分离,进气道出口下方壁面附近存在一个低压区,出口流场畸变增大,总压恢复系数也略低<sup>[2]</sup>。此时,进气道出口流场的高压区和低压区位于同一扇形区中,径向畸变变大。表征周向畸变的DC60值就不能反映出这种畸变特性。因此判断进气道畸变特征应兼顾DC60、 $\bar{D}$ 和总压分布。

表 1 HfWM2-1 进气道特征参数表

| 方 案                               |                        | A            | B            | C        | D        |
|-----------------------------------|------------------------|--------------|--------------|----------|----------|
| 进口形状                              |                        | 1:2.56 贴体扁椭圆 | 1:2.56 贴体扁椭圆 | 1:2 圆角矩形 | 1:2 圆角矩形 |
| 唇口载荷 $P_s$ (kg/s/m <sup>2</sup> ) |                        | 181.99       | 181.99       | 181.89   | 181.89   |
| $L/D_s$                           |                        | 4.11         | 5.07         | 5.07     | 4.11     |
| $L/S$                             |                        | 2.91         | 3.61         | 3.58     | 2.88     |
| 地面起飞状态 $Ma_m$                     |                        | 0.66         | 0.66         | 0.72     | 0.72     |
| 巡航状态 $Ma_m$                       |                        | 0.64         | 0.64         | 0.70     | 0.70     |
| 隔道高度 $h/LD$                       |                        | 1%           | 1%           | 1%       | 1%       |
| 内唇口                               | 收缩比 $C_R$              | 1.202        | 1.200        | 1.256    | 1.256    |
|                                   | 长短轴比 $a/b$             | 1.714        | 1.714        | 2.5      | 2.5      |
|                                   | 超越指数 $n$               | 2.0          | 2.0          | 2.2      | 2.2      |
| 外唇口                               | 前缘半径 $R$ (mm)          | 8            | 8            | 4.8      | 4.8      |
|                                   | NACA 翼型面对厚度            | 20%          | 20%          | 13%      | 13%      |
| 扩压段最大当量扩张半角 $\theta_s$            |                        | 3°9'         | 3°47'        | 3°53'    | 4°44'    |
| S形通道                              | 进口马赫数 $Ma_{in}$        | 0.64~0.66    | 0.36         | 0.36     | 0.36     |
|                                   | 轴线最大转折角 $\theta_{max}$ | 38°32'       | 27°          | 27°      | 36°      |
|                                   | 拐弯方式                   | 大 S 形        | 小 S 形        | 小 S 形    | 小 S 形    |



a. X字型布局



b. 一字型布局

图 4 弹体总布局示意图

### 3.2 进气道的机动性能

在 Hf WM2-3 进气道模式试验时曾发现下列一些现象。

(1) 当固定来流马赫数  $Ma$  和侧滑角  $\beta$ , 总压恢复系数  $\sigma$  随攻角  $\alpha$  的增加而增加<sup>[5]</sup> (见表 2);  $\alpha < 0^\circ$  时,  $\sigma$  值比较接近或相等在一个较低的值;  $\alpha > 0^\circ$  时,  $\sigma$  值又比较接近或相等在一个较高的值。 $\alpha = 0^\circ$  时, 在来流马赫数  $Ma$  较低时, 与  $\alpha > 0^\circ$  的  $\sigma$  值几乎相等, 当来流马赫数  $Ma$  较高时, 稍低于  $\alpha > 0^\circ$  时的  $\sigma$  值。

(2) 固定来流马赫数  $Ma$  和侧滑角  $\beta$ , 当  $\alpha < 0^\circ$ , 攻角  $\alpha$  由  $-10^\circ$  增加至  $-6^\circ$  时,  $|DC90|$  增加至最大值,  $\alpha = 0^\circ$  时,  $|DC90|$  稍有下降; 然后在  $\alpha > 0^\circ$  状态下进一步降到一个较低的值。但

是在  $\alpha > 0^\circ$  状态下,  $|DC90|$  随  $\alpha$  的增加稍有增加或几乎不变。随来流马赫数  $Ma$  的增加,  $\alpha > 0^\circ$  状态下的  $|DC90|$  值与  $\alpha = 0^\circ$  状态下的  $|DC90|$  值的差别越来越大 (表 2)。

(3) 固定来流马赫数  $Ma$  和攻角  $\alpha$ , 总压恢复系数  $\sigma$  随侧滑角  $\beta$  的增加变化很小, 其总量不超过 0.02 (表 3)。

(4) 固定来流马赫数  $Ma$  和攻角  $\alpha$ , 当侧滑角  $\beta$  从  $0^\circ$  增加到  $6^\circ$ ,  $|DC90|$  值从一个较低的值增加到最大值; 在  $\beta \geq 6^\circ$  以后,  $|DC90|$  值又从一个低于最大值的数值开始随侧滑角的增加而上升 (表 3)。

可是 HfWM2-1 进气道模型试验结果表明:

(1) 当固定来流马赫数  $Ma$  和侧滑角  $\beta$  时, 改变攻角  $\alpha$ , 总压恢复系数  $\sigma$  和  $|DC60|$  值变化很小 (表 4)。

(2) 当固定来流马赫数  $Ma$  和攻角  $\alpha$  时, 随侧滑角的增加, 总压恢复系数  $\sigma$  单调下降,  $|DC60|$  单调上升 (表 5)。

表 2 HfWM2-3B 进气道攻角特性 ( $\beta = 0^\circ$ )

| $Ma$ | $\alpha$ | $\sigma$ | $\varphi_H$ | $DC90$ |
|------|----------|----------|-------------|--------|
| 0.85 | -10      | 0.927    | 0.632       | -0.168 |
| 0.85 | -8       | 0.931    | 0.635       | -0.274 |
| 0.85 | -6       | 0.934    | 0.637       | -0.340 |
| 0.85 | 0        | 0.972    | 0.663       | -0.323 |
| 0.85 | 6        | 0.986    | 0.673       | -0.147 |
| 0.85 | 8        | 0.987    | 0.673       | -0.153 |

表 4 HfWM2-1D 进气道攻角特性 ( $\beta = 0^\circ$ )

| $Ma$ | $\alpha$ | $\sigma$ | $\varphi_H$ | $DC90$ |
|------|----------|----------|-------------|--------|
| 0.85 | -10      | 0.986    | 0.687       | -0.078 |
| 0.85 | -7       | 0.986    | 0.687       | -0.075 |
| 0.85 | -5       | 0.985    | 0.688       | -0.075 |
| 0.85 | -3       | 0.984    | 0.688       | -0.074 |
| 0.85 | 0        | 0.987    | 0.689       | -0.073 |
| 0.85 | 5        | 0.987    | 0.689       | -0.073 |
| 0.85 | 7        | 0.987    | 0.689       | -0.071 |

表 3 HfWM2-3B 进气道侧滑角特性 ( $\alpha = 0^\circ$ )

| $Ma$ | $\beta$ | $\sigma$ | $\varphi_H$ | $DC90$ |
|------|---------|----------|-------------|--------|
| 0.85 | 0       | 0.972    | 0.693       | -0.323 |
| 0.85 | 6       | 0.976    | 0.666       | -0.518 |
| 0.85 | 8       | 0.980    | 0.668       | -0.449 |
| 0.85 | 10      | 0.978    | 0.667       | -0.454 |

表 5 HfWM2-1D 进气道侧滑角特性 ( $\alpha = 0^\circ$ )

| $Ma$ | $\beta$ | $\sigma$ | $\varphi_H$ | $DC90$ |
|------|---------|----------|-------------|--------|
| 0.85 | 0       | 0.987    | 0.689       | -0.073 |
| 0.85 | 5       | 0.971    | 0.677       | -0.164 |
| 0.85 | 7       | 0.943    | 0.659       | -0.316 |
| 0.85 | 10      | 0.910    | 0.635       | -0.416 |

### 3.3 弹总体布局和进气道在弹上的安放位置对性能的影响

HfWM2-1 进气道的弹总体是一字型弹翼布局。进气道安放在弹翼所在截面的稍下游处。试验结果指出, HfWM2-1 进气道在攻角变化过程中, 弹体附面层、进气道进口截面上游的弹体涡、弹翼波等诸因素对  $\sigma$  和  $|DC60|$  影响很小。但是, 在 HfWM2-3 模型试验时, 由于弹总体采用 X 字型弹翼布局, 且进气道位于 X 字型弹翼的下方象限内, 这样, 在攻角变化过程中, 弹体附面层、进气道进口截面上游的弹体涡与攻角变化过程中强度不断变化的弹翼波互相干扰, 结果对总压恢复系数  $\sigma$  和  $|DC90|$  产生不同程度的影响。因此, 造成总压恢复系数  $\sigma$  和畸变系数  $|DC90|$  对攻角变化比较敏感。与此相反, 在 HfWM2-1 进气道模型试验中, 当固定来流马赫数  $Ma$  和攻角  $\alpha$  时, 随侧滑角  $\beta$  的增加, 进气道进口上游的弹体涡位置不断往背风面方

向偏移,同时,进气道进口前缘处左右两边的气流参数的不对称度越来越严重。因此随 $\beta$ 角的增加,进气道进口气流参数的恶化程度加剧,致使 $\sigma$ 单调下降, $|DC60|$ 单调上升<sup>[2,4]</sup>。而在HfWM2-2模型试验中,由于弹总体采用X字型布局,且进气道位于X字型弹翼的下方象限内,随 $\beta$ 的增加,总的来说,弹翼波强度变化不大,所以总压恢复系数 $\sigma$ 随 $\beta$ 的增加变化很小。但是,左右弹翼波强度的对称性越来越差,再加上弹体涡不断的偏移,它们之间互相干扰,结果使 $|DC90|$ 随 $\beta$ 角的增加而上升。当 $\beta$ 角大于 $6^\circ$ 时,有部分弹体涡落在下方象限的外部,因此,在下方象限内部的弹体涡与弹翼波的干扰就相对地减少了。所以,HfWM2-3模型在 $\beta$ 试验中 $|DC90|$ 值并不随侧滑角 $\beta$ 的增加而单调上升,而是在 $\beta=6^\circ$ 时, $|DC90|$ 达最大值。

## 4 结 论

(1) 试验证明:本文对S形进气道在弹上的布局、型面设计及特征参数的选择,所提出的设计准则是正确的。

(2) 在所提出的设计准则指导下,成功地设计了一系列弹用高亚音速S型进气道。特别是HfWM2-3B和HfWM2-6B进气道已经空中试验考核。

(3) 风洞试验结果表明:在 $Ma=0\sim 0.95$ , $\alpha=0^\circ$ , $\beta=0^\circ$ 范围内,上述进气道匹配点性能为: $\sigma\leq 0.98$ , $|DC90|\geq 0.12\sim 0.13$ (一字弹翼布局)和 $|DC90|\geq 0.35$ (X字弹翼布局),唇口阻力发散马赫数高于0.85。风洞模型试验时,转靶旋转间隔 $\Delta\theta=30^\circ$ 的测试效果与 $\Delta\theta=15^\circ$ 的相同。

(4) HfWM2-1 C, D进气道与发动机匹配良好。进气道唇口处及S形通道内气流没有分离。地面起飞状态下,进气道总压恢复系数 $\sigma\leq 0.94$ ,进气道出口总压不均匀度 $D\leq 9\%$ ,进气道出口总压畸变 $|DC60|\geq 0.565$ 。

(5) HfWM2-3 A, B进气道在模拟飞行状态下,总压恢复系数 $\sigma=0.965\sim 0.985$ ,畸变系数 $DC90=-0.006\sim 0.278$ ,发动机折合推力损失在 $1.7\%\sim 3.9\%$ 之间,耗油率在 $3.4\%$ 以下。在地面起飞状态下,进气道总压恢复系数 $\sigma=0.923\sim 0.959$ ,畸变系数 $DC90=-0.391\sim -0.491$ ,发动机折合推力损失在 $7.4\%\sim 9.3\%$ 之间,耗油率增加在 $6.7\%\sim 9.3\%$ 。

(6) 进气道机动性能与弹总体布局和进气道在弹上的安放位置有密切关系。如弹总体为一字型弹翼布局则当 $Ma$ 和 $\beta$ 不变时, $\sigma$ 和 $|DC60|$ 随 $\alpha$ 变化很小。当 $Ma$ 和 $\alpha$ 不变时,随 $\beta$ 的增加, $\sigma$ 单调上升;如弹总体为X字型弹翼布局,则当 $Ma$ 和 $\beta$ 不变时, $\sigma$ 随 $\alpha$ 的增加而增加。在 $\alpha<0^\circ$ 时, $\sigma$ 比较接近或相等在一个较低的值; $\alpha>0^\circ$ 时, $\sigma$ 比较接近或相等在一个较高的值。 $|DC90|$ 值在 $\alpha=-6^\circ$ 时达最大值。当 $Ma$ 和 $\alpha$ 不变时, $\sigma$ 随 $\beta$ 的增加变化很小,而 $|DC90|$ 值在 $\beta=6^\circ$ 时达最大值。

## 参 考 文 献

- [1] 董松野,孙华,张宝生等.HfWM2-1 S形腹部进气道选型设计说明.航天部三院,1984
- [2] 陆传华.HfWM2-1 进气道模型风洞试验分析报告.航天部三院,1985
- [3] 李福生,刘之礼,董松野.CM2-4 扩压器试验分析报告.七机部三院,1966
- [4] 俞汝猷.HfWM2-1 进气道模型第二期(转靶)试验分析报告.航天部三院,1986
- [5] 张宝生.HfWM2-3 进气道设计总结.航空航天部三院,1989
- [6] 董松野.HfWM2-1 高亚音速S形进气道选型设计总结.航天部三院,1986