

# S形进气道流路造型方法及其对性能影响的研究

## Study on Flow Path Shaping and Performance of S-Shaped Inlet

西北工业大学 365 所 赵阳旭  
西北工业大学动力与能源学院 胡伟瀚 陈 劼 屠秋野

**[摘要]** 根据 S 形进气道的几何边界条件,提出了一种基于多项式的中心线及面积分布率曲线的流路造型方法。选择不同的拐点位置,采用该方法构造了 9 条具有代表性的中心线及面积分布率方程。组合不同的中心线和面积分布率曲线建立了相应的 S 形进气道的几何造型,并采用三维 N-S 方程进行求解,得到了总压恢复系数和 DC60 等性能指标。分析计算结果表明,中心线对 S 形进气道总压恢复和出口动压起着主要影响,随着中心线方程拐点位置后移, S 形进气道总压恢复系数和出口动压呈明显增加趋势;中心线和面积分布率组合共同影响着 DC60 指标,当中心线拐点过于靠近进气道进口而面积分布率曲线拐点靠近进气道出口时,进气道下游的涡将会发展到出口,从而大幅度影响 DC60 指标。

**关键词:** S 形进气道 流路几何造型 拐点 总压恢复 DC60 指标

**[ABSTRACT]** Based on the geometric boundary conditions, a flow path shaping method is put forward by using a polynomial equation for the central line and area distribution of S-shaped inlet. Then nine typical central line and area distribution equations are constructed in terms of different position of inflection point. Composing different central line and area distribution equation, geometric models of inlet are built up and 3D Navier Stokes equations are employed to perform the numerical simulation. The results indicate that central line plays a very important role on the total pressure recovery and outlet dynamic pressure of intake. With the central line inflection moving forward from the inlet to the outlet, total pressure recovery and outlet dynamic pressure increase gradually. The central line and area distribution has couple effects on the DC60 index of intake outlet. While the central line inflection closing to the inlet and the area distribution inflection closing to the outlet, a vortex will appear in the downstream and extend to the outlet, which has a critical effect on the DC60 index of intake outlet.

**Keywords:** S-shaped inlet Flow path shaping  
Inflection point Total pressure recovery DC60 index

在飞行器尤其是巡航导弹上,由于结构布局的需要,进气道轴向尺寸有一定限制,因此,进气道常设计成大偏距、短扩压结构。在实际应用中,目前以 S 形进气道为主。由于 S 形进气道其进气口突出于弹体外且与来流方向平行,能充分利用高能来流冲压,因而可获得较高的气动性能。

国外对 S 形进气道的研究深入,在几何造型方面,文献<sup>[1]</sup>提出了 S 形进气道中心线和面积分布率的构造方法,并把 S 形进气道中心线及面积分布率归纳成前急后缓,前缓后急,缓急相当 3 种变化规律,并建立了相应的 3 条曲线方程。这 3 种曲线方程运用广泛,国内很多的 S 形进气道设计都是基于此<sup>[2-6]</sup>。文献[2]将形状指数  $n$  和 S 形进气道的截面面积分布率联系起来,为提高指数的准确性和效率,提出一种改进的超椭圆 S 形进气道设计方法。文献[3]引用了 S 形进气道的设计思路提出了一种埋入式进气道的气动 S 弯设计方法,即先设计出 S 形进气道,再通过与机身相贯得到相应的埋入式进气道,建立了埋入式进气道的几何模型,并研究了该进气道在高、低速以及存在侧滑和正、负迎角时的性能。

在数值仿真方面,文献[7]通过对 S 形进气道的数值仿真计算机研究考察了 CFD 软件仿真结果的准确性。文献[8]对中心线长高比较大,进出口面积比较大的 S 形进气道进行了数值模拟,并集中总结了进出口处正切值与 S 形进气道总压恢复系数的关系。文献[9]描述了对带扰流片的埋入式进气道进行了实验分析,总结了扰流片安装位置对埋入式进气道带来的影响。文献[10]通过商用 CFD 软件结合与之对应的试验研究了进气道出口背压大小对埋入式进气道内部气流的影响。文献[11]开发了一套精确、高效率的可以被用来分析埋入式进气道气流无粘欧拉代码,修正了对边界层网格的算法,解决了边界层网格精度不高造成整个计算结果不精确的问题。文献[12]针对 S 形进气道出口气流复杂的特点,总结了 S 形进气道出口气流速度的测量要点。

在实际进气道设计中,文献[1]给出的3条中心线和面积分布率远远不能满足进气道几何构型的需求,因此有必要找到一种通用的中心线和面积分布率构型方法,进一步拓展进气道构型的选择范围。本文针对这个问题开展了相关的研究工作。

### 1 流路造型的边界条件

本文讨论的S形进气道中心线方程为多项式结构,假定其一般形式为:

$$Y = \Delta Y [a(X/L)^n + b(X/L)^{n-1} + L],$$

其中,  $Y$ 、 $\Delta Y$ 、 $X$  和  $L$  分别为进气道中心线的纵坐标、进气道的偏心距、进气道中心线的横坐标以及进气道的长度。

设  $y = \Delta Y/Y$ ,  $x = \Delta X/L$ , 则上式可表示为:

$$y = f(x), y = ax^n + bx^{n-1} + \dots$$

中心线方程满足:

$$x, y \in (0, 1), f(0)=0, f(1)=1, f'(0)=0, f'(1)=0。$$

中心线在  $x \in (0, 1)$  区间内有且仅有一个拐点,即在  $x \in (0, 1)$  内只有一个  $x_0$  点使得:  $f''(x_0)=0$ 。

同理,面积分布率的一般形式为:

$$A - A_1 = (A_2 - A_1)[a(X/L)^n + b(X/L)^{n-1} + \dots],$$

其中,  $A$  是扩压器的垂直中心线的沿程截面面积;  $A_1$ 、 $A_2$  分别代表扩压器进、出口面积。

$$\text{令 } Z = A - A_1, \Delta Z = A_2 - A_1,$$

则  $Z = \Delta Z[a(X/L)^n + b(X/L)^{n-1} + \dots]$ , 所以面积分布率曲线与中心线构造方法是一样的。

### 2 流路造型方法

鉴于多项式的多样性,先从一些简单有规律的方程入手,给定一些简单的条件: 两项式且幂次分别为  $n, 2n$ 。显然,通过待定系数可以确定方程  $y = -x^4 + 2x^2$  满足上述边界条件。通过二阶导数计算得到方程拐点位于  $x_0 = \sqrt{3}/3$ , 由此可以判断该中心线方程确定的进气道属于入口缓、出口急的类型。

注意到  $f'(0) = 0, f'(1) = 0$ , 因此只要满足上述规律的方程绕  $(0.5, 0.5)$  旋转  $180^\circ$  后的曲线方程依旧还是满足条件的。旋转后的曲线方程为:  $y = (1-x)^4 - 2(1-x)^2 + 1$ , 其在  $x \in (0, 1)$  的拐点为  $x_0 = 1 - \sqrt{3}/3$ 。该中心线方程显然属于入口急、出口缓的类型。

将上述方程拓展为一般形式,有:  $y = -x^{2n} + 2x^n$ , 绕  $(0.5, 0.5)$  旋转后方程为:  $y = [(1-x)^n - 1]^2$ , 其中  $n$  为正整数。两个方程的拐点满足:

$$x_{0(1)} + x_{0(2)} = 1,$$

$$\text{其中 } x_{0(1)} = \sqrt[n]{\frac{n-1}{2n-1}}, x_{0(2)} = 1 - \sqrt[n]{\frac{n-1}{2n-1}}。$$

当  $n$  值越大旋转前方程的拐点  $x_{0(1)}$  越接近 1, 旋转后方程的拐点  $x_{0(2)}$  越接近于 0。

鉴于上述方程形式的特殊性,再考虑另外两种情况:

(1) 当中心线方程为两项式且幂次为  $n, n+1$  时, 同上代入  $f(0)=0, f(1)=1, f'(0)=0, f'(1)=0$ , 可得该类方程的基本形式:  $y = -nx^{n+1} + (n+1)x^n$ 。方程在  $x \in (0, 1)$  内的拐点落在  $x = 1 - 1/n$  上, 绕  $(0.5, 0.5)$  旋转后的方程拐点将落在  $x = 1/n$  上。

(2) 设定中心线方程为  $y = ax^n + bx^{n+1} + cx^{n+2}$  形式, 代入  $f(0)=0, f(1)=1, f'(0)=0, f'(1)=0$ , 解得:  $b + 2c = -n, a - c = n + 1$ , 且在  $a + bx + cx^2$  在  $x \in (0, 1)$  恒大于 0。只要参数满足此种形式, 再绕  $(0.5, 0.5)$  旋转, 也可以得到具有相同规律的曲线。

运用此方法, 创建了 9 条具有代表性的曲线方程, 如表 1 所示。表中序号为  $C, D_1, D_2$  的中心线方程即文献[1]推荐的 3 条曲线方程,  $D_1$  和  $D_2$  是基于  $(0.5, 0.5)$  对称的。

表1 不同的中心线或面积分布率方程及其拐点位置

编号	幂次	拐点
$A_1$	$y = -x^4 + 2x^2$	0.57735
$A_2$	$y = [(1-x)^2 - 1]$	0.42265
$B_1$	$y = -5x^6 + 6x^5$	0.8
$B_2$	$y = 1 + 5(1-x)^6 - 6(1-x)^5$	0.2
$C$	$y = -2x^3 + 3x^2$	0.5
$D_1$	$y = -3x^4 + 4x^3$	0.666667
$D_2$	$y = 3x^4 - 8x^3 + 6x^2$	0.333333
$E_1$	$y = 6x^4 - 6x^5 + x^6$	0.735089
$E_2$	$y = 1 - 6(1-x)^4 + 6(1-x)^5 - (1-x)^6$	0.264911

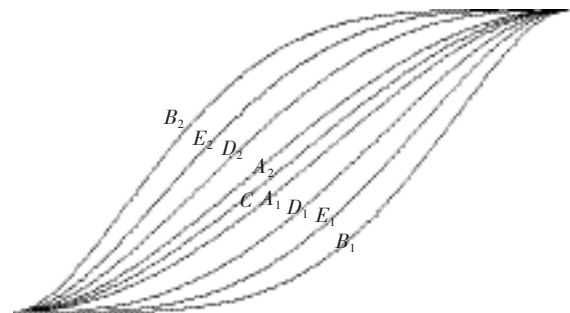


图1 9条不同的中心线

Fig.1 Central lines with different inflection points

图 1 给出了上面 9 个方程表示的中心线的几何形状。可以看出,从左至右中心线方程拐点的  $x$  坐标逐渐增加。

面积分布率曲线与中心线方程是相同的。图 2 描述了不同面积分布率曲线的流路模型差异。将 9 条中心线方程与 9 条面积分布率曲线组合,共计得到 81 个不同流路造型的进气道模型。

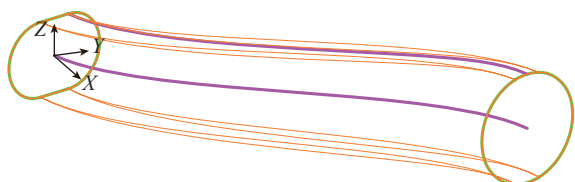


图2 两条不同面积分布率曲线的流路造型对比 (中心线相同)  
Fig.2 Flow model contrast of two different size distribution curves ( with the same central line )

### 3 S 形进气道性能模拟及其结果分析

#### 3.1 建模及边界条件设定

进气道计算模型的计算区域如图 3 所示。外部流场使用非结构化网格,进气道内部使用结构化网格,网格总数量约 150 万。图中 3 个外表面设置为压力远场,来流马赫数为 0.6,模拟攻角  $0^\circ$ 。

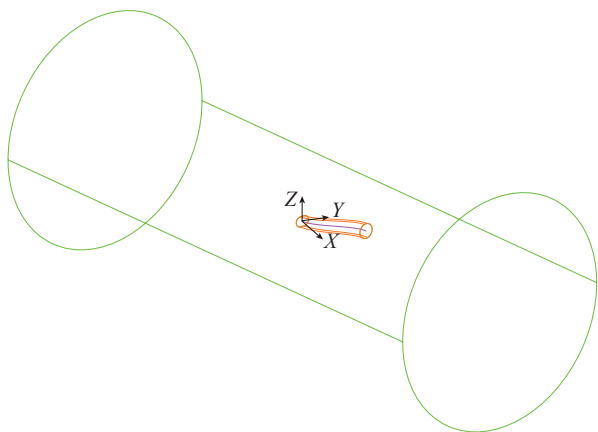


图3 进气道模型计算区域  
Fig.3 Geometric model and calculation area of inlet model

#### 3.2 计算结果及其分析

对中心线和面积分布率组合  $9 \times 9$  共计 81 个进气道模型进行数值模拟,给出其中一部分出口周向切面的总压云图(图 4)。

整理计算结果,采用总压恢复系数  $\sigma_i$  和出口总压畸变指数  $DC_{60}$  对进气道性能进行评估<sup>[13]</sup>。

$$\sigma_i = \frac{P_{out}^*}{P_{in}^*},$$

$$DC_{60} = \frac{P_{out}^* - P_{60}^*}{P_{out, 动压}},$$

式中,  $P_{out}^*$  为进气道出口平均总压,  $P_{in}^*$  为进气道进口平均总压,  $P_{60}^*$  为  $60^\circ$  低压扇区内的平均总压,  $p_{out, 动压}$  为进气道出口的平均动压。

图 5 给出了不同流路构型进气道的总压恢复变化规律。随着中心线拐点位置逐渐向进气道出口移动,进气道总压恢复呈明显上升的趋势。因为拐点靠近进气道进口时,来流尚未充分扩压且转折太快,所以导致总压损失增加。相比于中心线,面积分布率对总压恢复的影响较小。随着面积分布率拐点后移,总压恢复呈现小

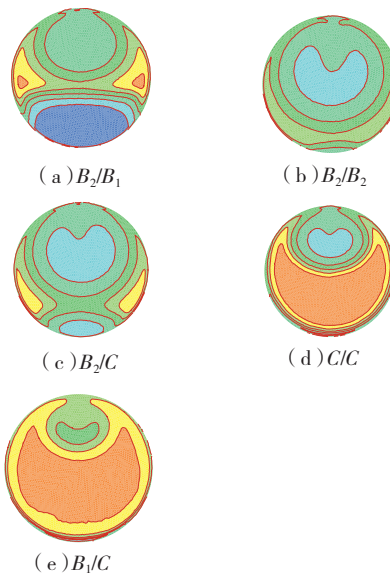


图4 出口周向切面总压云图  
(代号前为中心线方程,后为面积分布率)

Fig.4 Outlet total pressure contour for different central line and area distribution

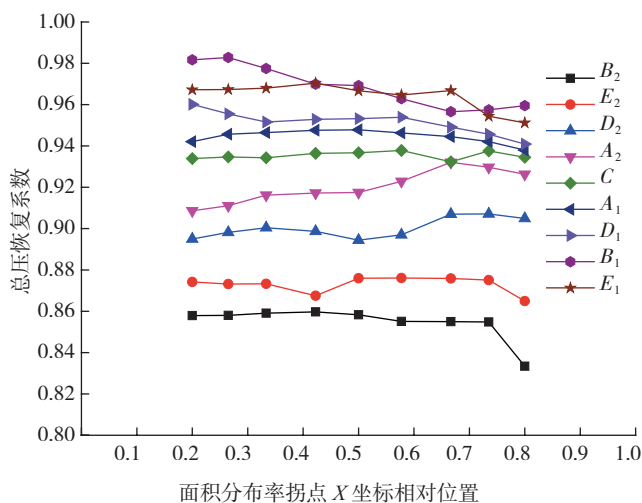


图5 不同流路构型的进气道总压恢复变化规律  
Fig.5 Total pressure recovery varies with different flow path

幅度下降或持平。

图6给出了不同流路构型进气道的出口平均动压变化规律。可以看出,进气道出口动压随中心线和面积分布率的变化趋势与总压恢复基本一致。

图7给出了不同流路构型进气道的出口DC60指标变化规律。在大多数情况下,中心线对DC60的影响仍然起着主要作用。如果能够较好地匹配中心线和面积变化率的拐点位置,则进气道出口气流均匀性可以得到很好的控制,如图7中 $B_1$ 曲线和 $A_2$ 曲线后半段所示。反之,将造成进气道出口气流严重不均,如图8中 $B_2$ 曲线所示。

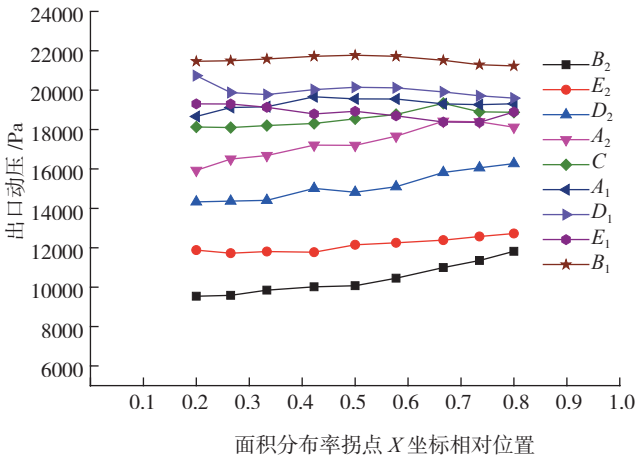


图6 不同流路构型的进气道出口动压变化规律

Fig.6 Outlet dynamic pressure varies with different flow path

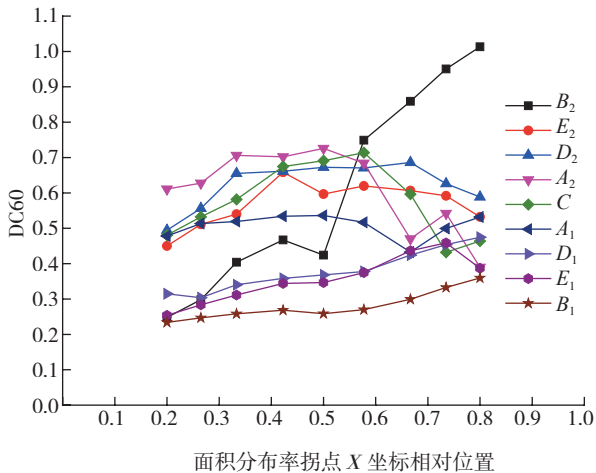
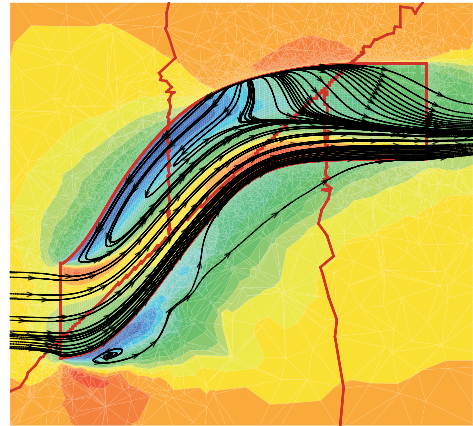


图7 不同流路构型的进气道出口DC60指标变化规律

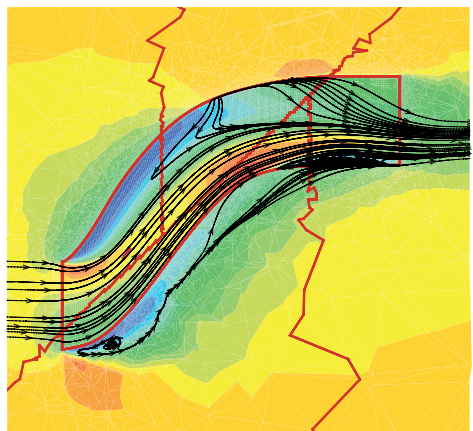
Fig.7 Outlet DC60 index varies with different flow path

$B_2$  曲线的中心线拐点距离进气道进口最近,因此进气道进口曲率变化最快,此时在进气道进口正上方和下游的转折处会出现两个明显的分离区,如图8所示。如果进气道下游平直段的面积分布率变化比较平缓,则分

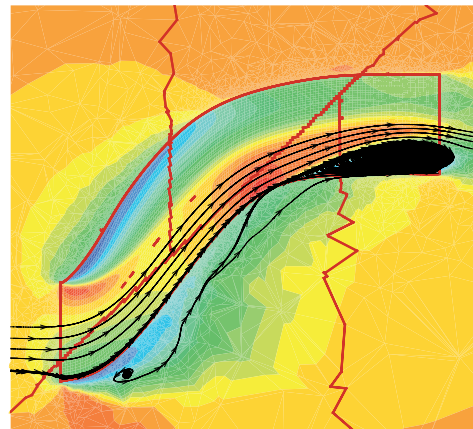
离会重新附着,进气道出口的气流趋于均匀,如图7中 $B_2$ 曲线的前半支所示。反之,如果进气道下游平直段的面积分布率比较剧烈,则分离涡会继续发展至进气道出口,如图8所示,进气道出口气流的均匀性也将受到严重影响。下游平直段面积分布率变化越急,进气道出口气流均匀性越差,如图7中 $B_2$ 曲线的后半支所示。



(a)  $B_2/B_2$



(b)  $B_2/C$



(c)  $B_2/B_1$

图8  $B_2$ 中心线不同面积分布率对应的进气道流场  
Fig.8  $B_2$  axial flow field for different area distribution

## 4 结论

本文根据 S 形进气道流路的几何边界条件,提出了一种基于多项式形式的中心线方程及面积分布率曲线的构造方法。根据不同的拐点位置,构造了 9 条具有代表性的中心线和面积分布率曲线,构成了 81 种流路几何模型,拓展了 S 形进气道的流路造型。

采用三维 N-S 方程对构造的进气道流路进行了数值模拟。结果表明,中心线方程对进气道总压恢复和出口截面平均动压的影响非常显著。随着中心线拐点位置从进气道进口逐渐向出口移动,进气道总压恢复呈明显上升的趋势。相比于中心线,面积分布率对总压恢复和出口平均动压的影响较小。在大多数情况下,中心线对 DC60 的影响仍然起着主要作用。如果能够较好地匹配中心线和面积变化率的拐点位置,则进气道出口气流均匀性可以得到很好的控制。反之,将造成进气道出口气流严重不均。

### 参 考 文 献

- [1] Lee C C, Louis S, Boedicker M C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft, AIAA-85-3073, 1985.
- [2] 李岳锋,杨青真,孙志强.超椭圆 S 形进气道的设计及气动性能研究.计算机仿真,2011,28(3): 82-86.
- [3] 杨爱玲,夏阳,郭荣伟,等.埋入式进气道的设计及其气动性能研究.空气动力学学报,1998,16(2): 154-161.
- [4] 郭荣伟,刘少永.埋入式进气道设计.南京航空航天大学学报,2001,33(1): 8-12.
- [5] 谢文忠,郭荣伟.腹下无隔道大偏距 S 弯进气道流场特性.航空学报,2008,29(6): 1453-1459.
- [6] 彭成一,马强,马家驹.埋入式进气道设计.推进技术,1998,19(4): 36-40.
- [7] Vuillerme A L, Deck S, Chevrier R. Numerical simulations of the flow inside an S-shaped intake diffuser: European conference for aerospace sciences, 2006.
- [8] Dey R K, Bharani S, Singh S N, et al. Flow analysis in S-shaped diffusers with circular cross-section. The Arabian Journal for Science and Engineering, 2002,27(20): 197-206.
- [9] Jovanovic V J, Taskinoglu E S, Knight D D. Experimental investigation of a submerged subsonic inlet-Part II, AIAA 2004-4842, 2004.
- [10] Taskinoglu E S, Knight D D. Numerical analysis of submerged inlets, AIAA2002-3147, 2002.
- [11] Tsay W, Chen C, Shan C. Numerical simulation of the submerged inlet, AIAA90-2137, 1990.
- [12] Whitelaw J H, Yu S C M. Velocity measurements in an S-shaped diffusing duct. Experiments in Fluids, 1993, 15: 364-367.
- [13] 刘大响,叶培梁,胡骏,等.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评估技术.北京:航空工业出版社,2004.

(责编 三丰 良辰)



## FISCHER PRECISE 集团 精密高速主轴的专家

永远领先一步

活跃在世界范围的 FISCHER PRECISE 集团为航空航天,模具制造,精密微量切削,印刷电路板,医学和汽车工业领域提供研发,生产和销售等方面的专业化及客户化的系统方案。

系列主轴特性如下:

- 同步电机,异步电机驱动主轴;
- 陶瓷球轴承,静压轴承,空气轴承;
- 主轴功率范围 0.3 kW 至 100 kW;
- 主轴转速至 200 000 rpm;
- 多种夹刀方式如 HSK,刀柄直接夹持,筒夹,磨杆等。

广告索引号 13-072

飞速主轴技术(上海)有限公司  
上海市闵行区双柏路 888 号 5 楼  
邮编:201108  
T: 021 6434 8150  
F: 021 6434 8155  
fpsh@fischerprecise.cn

专业的主轴维  
护与维修中心  
展开全方位  
的对外服务