

文章编号: 1000-8055(2009)06-1357-07

复杂变截面进气道的一种设计方法

周慧晨¹, 谭慧俊¹, 李湘萍²

(1. 南京航空航天大学 内流研究中心, 南京 210016;

2. 南京模拟技术研究所, 南京 210016)

摘 要: 提出了一种基于曲率控制的截面形状生成与过渡技术, 可实现进气道任意进口截面形状向出口圆截面的过渡, 以此为基础编制了进气道设计程序, 能快速且可视地完成各种具有复杂进口截面形状、复杂弯曲形式的进气道设计, 并可对进气道通道的各种特征参数进行监控, 为下一步复杂变截面进气道的参数化研究奠定了基础. 作为初步应用, 还完成了多种进口形式的进气道型面设计, 并以类 X-47 狭缝式进气道为例进行了详细介绍.

关 键 词: 复杂变截面进气道; 狭缝式进气道; 设计方法

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Unique design method of subsonic inlet with complex cross-sectional shape

ZHOU Hui chen¹, TAN Hui jun¹, LI Xiang ping²

(1. Internal Flow Research Center,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Nanjing Simulation Technology Institute, Nanjing 210016, China)

Abstract: A cross-sectional shape generating method for subsonic inlet design was proposed according to curvature regulation. This unique method can realize the transition of an arbitrary entrance shape to the exit circular shape easily and smoothly. Utilizing this method, an inlet design procedure was programmed, which could accomplish the surface composition of subsonic inlet with complex cross sectional shape and complex bending style quickly and graphically. As a preliminary application, several diffusers with different entrance shape were generated and especially the design procedure of a slot-shaped inlet like that of X-47 vehicle was described in detail.

Key words: complex cross sectional shaped inlet; slot-shaped inlet; design method

出于与飞行器外形一体化以及隐身等诸多因素的考虑, 现代无人飞行器进气道的进口截面形状趋于多样化和非常规化(参见图 1), 如类梯形、类三角形、椭圆形、馒头形以及狭缝形等, 这给现有的进气道型面生成方法带来了极大的挑战. 目前, 常规进气道通道型面的设计方法均是先对预定的截面形状进行抽象, 简化成简单的几何图形,

如带圆角的三角形、带圆角的梯形、带圆角的部分环形、椭圆形等, 然后再通过控制圆角半径或椭圆长短轴之比, 逐渐增加圆角半径直至进气道出口圆半径, 实现由进口预定截面向出口圆截面的过渡. 这种做法的缺点是对每一类截面形状都要预先特别处理, 并需要进行公式推导以计算其横截面的面积关系, 难以做到通用^[1-5]. 另外, 在生成具有复

收稿日期: 2008-06-01; 修订日期: 2008-10-18

基金项目: 航空科学基金(05C52022)

作者简介: 周慧晨(1985-), 男, 江苏盐城人, 硕士生, 主要从事飞行器进排气系统的设计、仿真与实验研究.

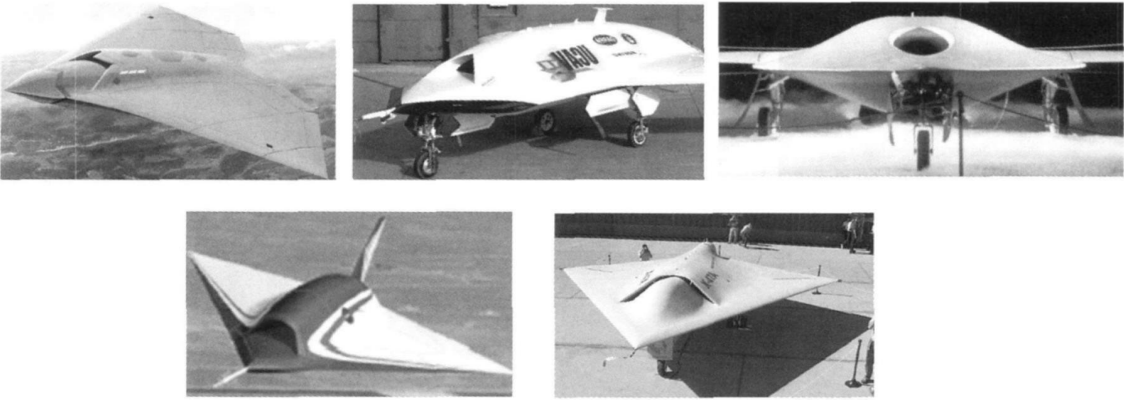


图 1 各类无人飞行器的进气道进口形状

Fig. 1 Unmanned air vehicles with different entrance shapes

杂进口截面形状的扩压器型面时, 极易出现各倒圆部分型面相互干涉的现象. 而基于商用 CAD 造型软件 如 Unigraphics(UG), Computer aided tri dimensional interface application (CATIA) 等的进气道设计方法, 从气动上来讲又显得过于随意, 不便于特征参数的直接控制. 因此, 发展适用于上述进气道内通道的复杂型面生成方法显得十分必要.

本文提出了一种基于曲率控制的截面形状生成及过渡技术, 可实现进气道由任意进口截面形状向出口圆截面的过渡, 并且可以添加任意形状的中间控制截面进行辅助控制. 以此为基础, 本文编制了计算机设计程序, 快速、可视地实现了复杂变截面进气道的型面生成. 运用该设计程序, 本文还对类 X-47 的狭缝式进气道进行了设计, 初步展示了该进气道设计方法的可行性, 为该类进气道流动结构及性能特征的参数化研究打下了基础.

1 设计方法

1.1 数学原理

本文所提出的截面形状生成技术以如下的数

学基本定理为依据^[6]: “在闭区间 $[a, b]$ 上给定一个连续函数 $k(s)$, 则除了在平面上的位置差别外, 唯一地存在一条平面曲线, 以 s 为弧长, $k(s)$ 为曲率”. 或者说, 一个封闭的几何图线(即进气道的横截面形状) 与某一沿弧长的曲率分布 $k(s)$ 一一对应(如图 2 所示). 这样, 有可能撇开具体的几何形状, 而直接通过曲率分布 $k(s)$ 来进行截面形状的变化操作, 因此具有通用性. 于是, 两个任意形状截面之间的型面过渡问题便转化为两个定义域相同的任意函数之间的过渡问题, 通过控制各对应函数段之间的过渡方式, 便可对截面形状的过渡规律进行控制.

1.2 设计方法

结合上述基于曲率控制的截面形状生成及过渡技术, 本文提出了一种复杂变截面进气道的设计方法.

1.2.1 计算进、出口截面的曲率随弧长分布

对于任意给定的进气道进口截面、出口截面形状, 一般总可以表示为平面几何图形. 设其可以

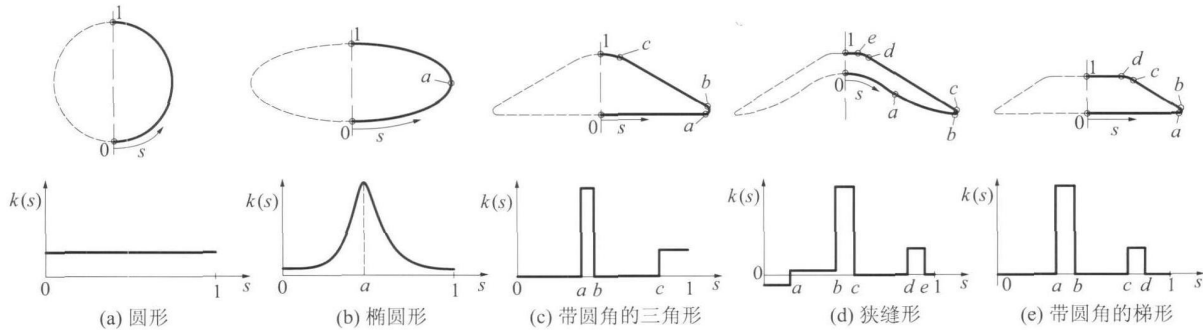


图 2 各类典型的截面形状及对应的曲率分布

Fig. 2 Typical cross sectional shapes and the corresponding curvature distributions

采用两个点序列进行描述: $x_{in,i}, y_{in,i}, x_{out,i}, y_{out,i}$, 其中 $i=1, \dots, I$, 且 I 为各序列的点数. 根据上述点序列的坐标, 便可计算各点所对应的无量纲弧长 s_i , 其取值范围为 $0 \sim 1$, 0 对应于截面型线的起点, 1 对应于型线的终点(参见图 2). 而后, 则可按下式计算截面上各点的曲率

$$k_i = (\theta_{i+1} - \theta_i) / ss_i \tag{1}$$

上式中 θ 为各线段与正向水平轴的夹角, 单位为 rad, ss 为各线段的有量纲长度, 单位为 mm, 具体如图 3 所示. 考虑到 i 与 s_i 一一对应, 于是即得曲率随无量纲弧长 s 的分布 $k_{in}(s_i), k_{out}(s_i)$. 需要注意的是, 在型线的两端, 应根据具体情况对 θ 和 ss 两个数组进行拓展以获得型线上所有点的 k 值: 若截面型线对称, 仅给出截面型线的一半, 则应根据型线对称条件进行拓展; 若截面型线非对称, 截面型线完整, 则可直接根据首尾相连条件进行拓展.

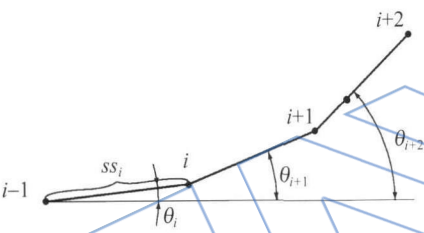


图 3 各点曲率计算的示意图

Fig. 3 Calculation of curvatures of different points

另外, 若需要在设计中引入中间控制截面进行型面的辅助控制, 则应按照上述相同的方式计算 $k_{mid}(s_i)$.

1.2.2 获得沿程各横截面的曲率分布

根据截面形状过渡快慢的需要, 选择合适的曲线对过渡规律进行控制. 如图 4 所示, 该曲线通常是一条两端斜率为零的连续曲线, 且由前而后其取值由 0 向 1 单调变化. 若进气道的型面拟采用 J 个截面描绘而成, 且用点序列 $c(j)$ 来对上述控制规律曲线进行描述, 于是便可逐一计算各过渡横截面的曲率分布, 其表达式为

$$k_j(s_i) = k_{in}(s_i) + c(j) \cdot [k_{out}(s_i) - k_{in}(s_i)] \tag{2}$$

当引入中间控制截面时, 需要对截面形状的过渡规律 $c(j)$ 进行附加约束和适应性调整, 以保证在指定位置进气道的横截面形状过渡到中间控制截面形状. 如在第 j_m 个截面引入中间控制截面, 则 $c(j)$ 在 j_m 点的取值应由下式决定

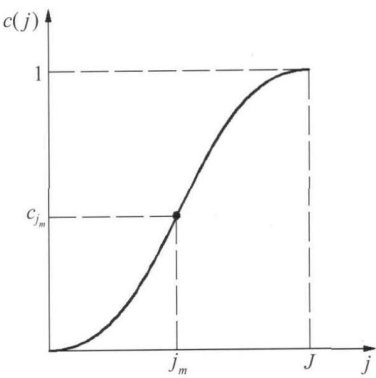


图 4 截面过渡规律曲线

Fig. 4 Transformation law of the cross sectional shapes

$$k_{mid}(s_i) = k_{in}(s_i) + c_{j_m} \cdot [k_{out}(s_i) - k_{in}(s_i)] \tag{3}$$

而且 $c(j)$ 表达式的构造还必须保证曲线能光滑地通过 j_m 点(参见图 4), 其具体形式可以多样. 使用 5 次多项式则是一种简单且实用的构造方法

$$y = Ax^2 + Bx^3 + Cx^4 + Dx^5 \tag{4}$$

其中 x 为 j/J , y 即为 $c(j)$, 而各系数的相互关系由以下约束条件共同确定

$$\begin{cases} y|_{x=0} = 0 & \text{自动满足} \\ \frac{dy}{dx}|_{x=0} = 0 & \text{自动满足} \\ y|_{x=1} = 1 & \rightarrow A + B + C + D = 1 \\ \frac{dy}{dx}|_{x=1} = 0 & \rightarrow 2A + 3B + 4C + 5D = 0 \\ y|_{x=x_m} = y_m & \rightarrow Ax_m^2 + Bx_m^3 + Cx_m^4 + Dx_m^5 = y_m \end{cases}$$

(5)

可以看出, 有 4 个未知系数而只有 3 个有效方程, 故 A, B, C, D 的值并未确定, 这实际上是留有一个自由度, 以对曲线的形状进行调节. 本文中选取系数 A 对曲线形状进行控制, 图 5 给出了不同 A 值的过渡曲线, 可以看出随着 A 值的增加 m 点附近

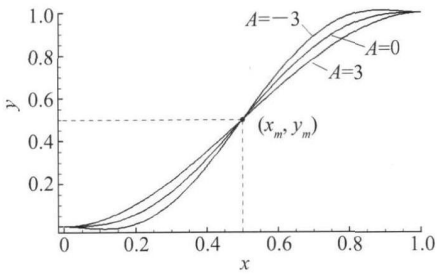


图 5 系数 A 取值对曲线形状的影响

Fig. 5 Effects of coefficient A on the shape of transformation curves

y 值的变化率不断减小,即中间控制面附近的型面过渡是趋于更加缓和的。

实际上,由(4),(5)式确定的 $c(j)$ 构造方法同样也适用于无中间控制面的设计流程,将其中的系数 D 赋值为0即可。

1.2.3 反求沿程各横截面的几何型线

由以上步骤确定沿程各横截面的曲率 k 随无量纲弧长 s 的分布之后,便可据此反求各截面的几何型线。其具体步骤是以截面型线的起点为基点,依据下式逐点推进

$$\begin{cases} \Delta\theta_i = ss_{i-1} \cdot k_{i-1} \\ \theta_i = \theta_{i-1} + \Delta\theta_i \\ x_i = x_{i-1} + ss_i \cdot \cos\theta_i \\ y_i = y_{i-1} + ss_i \cdot \sin\theta_i \end{cases} \quad (6)$$

其中 ss_i 的取值可根据 s_i 和当前截面的总弧长 ST 确定,而 ST 可以由进、出口截面的弧长任选一种插值方式得到。注意上式中的离散方式必须与(1)式中完全对应,否则会因离散格式的误差而导致截面型线的变形。另外有必要说明的是,由于曲率过渡方式的多样性,对于任意的过渡横截面 j ,可能会出现

$$\sum_{i=1}^I k_j(s_i) \cdot ss_i \neq \pi \quad (7)$$

亦即图形不封闭的情况,此时应将该截面的曲率 $k_j(s_i)$ 的取值均乘上同一个系数,使其符合下式

$$\sum_{i=1}^I k_j(s_i) \cdot ss_i = \pi \quad (8)$$

以保证图形封闭,且形状准确。

1.2.4 对各横截面型线进行适当缩放

在上一节中只是确定了通道各横截面的形状,其尺度的大小应该根据通道的截面积变化规律来进行小幅度调整。

设进气道的进口截面、出口截面面积分别为 A_{in}, A_{out} ,选择某一通道面积变化规律(由 $c(j)$ 描述)后,则第 j 个横截面的面积 A_j 可根据(9)式来确定

$$A_j = A_{in} + c(j) \cdot (A_{out} - A_{in}) \quad (9)$$

其中面积变化规律 $c(j)$ 的构造仍可采用(4),(5)式中确定的方法。若 A_j 与上一节中确定型线的截面面积之比为 AR_j ,则应将上一节中获得的截面型线相对于截面的形心等比例放大(或缩小) $\sqrt{AR_j}$ 倍。

1.2.5 对各横截面型线进行平移和旋转

至此,通道各横截面的平面形状和尺度已经完全确定,为了获得三维的扩压器型面,还需根据通道长度、偏距以及选择的中心线型线来对各横截面图形进行平移和旋转。这一过程与常规进气道设计并无差别,且已有较多介绍^[1-5],在此不再赘述。

1.3 程序编制

根据上述设计思路,采用 $Delphi$ 语言编制了进气道复杂变截面扩压器的设计程序。该程序具有可视化界面(图6),能够实时监测扩压器的沿程面积分布、截面形状变化、截面高度分布、当量扩张角、最大拐弯角等几何特征参数的变化规律。

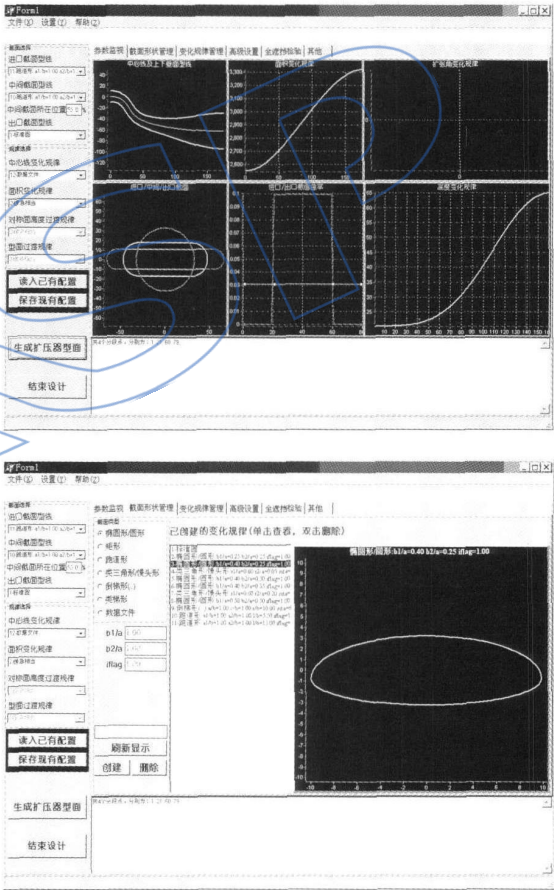


图 6 进气道设计程序运行时的主要界面
Fig. 6 Main interfaces of the inlet design procedure

程序中除了有多种预定义的截面形状(椭圆形、跑道形、类矩形、类三角形、类梯形、类腰子形)和变化规律(前急后缓、缓急相当、前缓后急、任意4次多项式曲线、任意5次多项式曲线)之外,还可将其它CAD软件(如UG等)绘制的截面形状、变化规律通过数据文件的方式导入,因而具有较高的灵活性。

另外, 该程序还可将设计结果(即扩压器型面)输出为 Tecplot 格式的数据文件, 或者输出为 UG 软件中的阵列点格式的数据文件, 该文件可以通过 UG 中的“自由特征曲面”操作读取, 直接生成三维曲面。

2 设计实例

为展示本文设计方法的可行性, 并对其设计流程进行实例说明, 下文中设计了一种类 X-47 狭缝式进气道的内通道型面, 并为其配置了相应的进口段和前机体。该设计工作为下一步研究该类进气道的工作特性和流动特征打下了基础。

2.1 狭缝式进气道方案介绍

如图 7 所示, 该进气道的进口截面狭长, 且在下部设置有一巨大的鼓包, 这主要是出于进气道电磁隐身方面的考虑: 狭长的通道截面可以增加电磁波在进气道内的反射次数, 并且结合其下部的鼓包可以对发动机进口面形成较好的遮挡, 因而能有效地降低进气道腔体的电磁回波强度。但由于通道截面形状极为不规则, 且存在剧烈的弯曲, 其在通道型面生成、内流流动组织等方面具有较大的难度^[7], 传统的进气道设计方法难以胜任。

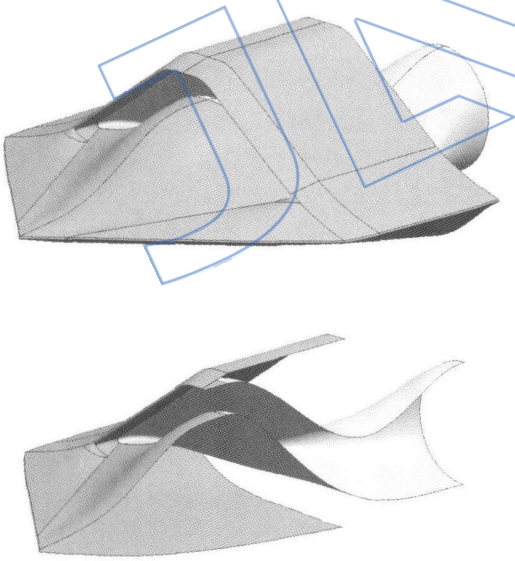


图 7 类 X-47 无人机狭缝式进气道的三维造型
Fig. 7 Three dimensional view of the slot shaped inlet

2.2 狭缝式进气道的扩压器设计流程

下面将以类 X-47 狭缝式进气道的扩压器型面生成为例, 简要介绍本文中提出的进气道设计流程。

- 1) 输入进气道的出口面积、面积扩张比、长度、偏距等总体参数。
- 2) 参考类 X-47 狭缝式进气道, 在 UG 软件中绘制进口截面的几何形状, 并将其离散成数据点的形式(图 8), 而后通过数据文件导入到本文的设计程序中, 将其作为进口截面型线。

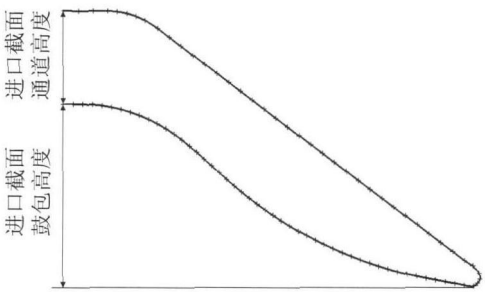


图 8 采用 UG 绘制的狭缝式进气道进口截面型线
Fig. 8 Entrance shape of the slot shaped inlet
drawn by U G

- 3) 选择设计程序中的预定义截面形状, 生成长短轴比为 3:1 的椭圆, 将其作为中间控制截面型线, 所在的截面序号 j_m 为 60 (扩压器的截面总数为 100)。
- 4) 选择设计程序中的预定义截面形状, 生成标准圆, 将其作为出口截面型线。
- 5) 选择设计程序中预定义的 5 次多项式作为截面形状过渡规律, 且系数 A 给定为 3.0 以使中间控制截面附近的型面过渡尽可能光滑, 其余的各系数由(5)式算出。
- 6) 选择预定义的“前缓后急”规律作为通道的面积扩张规律, 并选择“前急后缓”规律作为通道的中心线型线。程序中“前缓后急”、“缓急相当”、“前急后缓”等变化规律的定义与文献[5]中相同, 对应于式(4)中的 $D = 0$, A 分别取 0, 3, 6。
- 7) 生成扩压器型面, 并输出为 Tecplot 格式和 UG 格式的数据文件。

该扩压器的设计结果如图 9 所示, 其主要设计参数如表 1 所列, 扩压器的总长度仅 $2.97D$, 而纵向偏距则达到了 $0.77D$, 属于典型的短扩压、大偏距、大弯曲进气道。表 1 中, 当量扩张角的定义为

$$\theta=2\tan^{-1}\left[\frac{\sqrt{A_{j_2}/\pi}-\sqrt{A_{j_1}/\pi}}{s_{j_2}-s_{j_1}}\right]$$

(10)

其中 A_j 为当前截面的面积, s_j 为当前截面至进口截面的中心线弧长。若 j_2, j_1 的取值分别对应于扩压器的进、出口截面, 则(10)式获得的为通道的平

均当量扩张角;若 j_2, j_1 的取值对应于相邻的两个截面,则(10)式获得的为当地当量扩张角,其在整个通道中的最大值即为扩压器的最大当量扩张角.

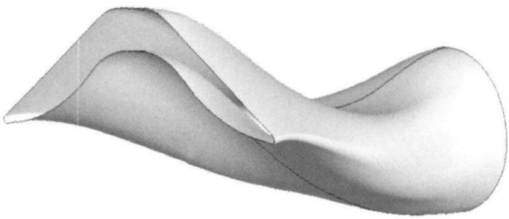


图 9 类 X-47 狭缝式进气道的内通道设计结果
Fig. 9 Design result of the slot-shaped inlet

2.3 其他各种类型的扩压器设计示例

图 10 还给出了采用该程序设计的各种其它进口形状的亚声速扩压器,其中前 5 种扩压器直接采用了程序中的预定义截面形状,而“M”形进口截面形状则是首先在 UG 软件中绘制,而后通过接口数据文件导入设计程序中的.

以上设计结果表明,本文所提出的设计方法具

有通用性,能够较好地满足各种具有复杂进口截面、复杂弯曲形式的进气道设计需求.不仅如此,若将程序中通道的面积扩张比设置为一小于 1.0 的值,并将进口截面设置为标准圆形,本设计方法还可应用于各种异形截面喷管、S 形喷管的型面生成.

表 1 类 X-47 狭缝式进气道的主要设计参数
Table 1 Main design parameters of the slot shaped inlet

参数	数值
面积扩张比	1.30
进气道总长度	2.97D
进出口纵向偏距	0.77D
进口截面通道高度	0.21D
进口截面鼓包高度	0.66D
平均当量扩张角/(°)	2.37
最大当量扩张角/(°)	3.57
通道型面最大倾角/(°)	40.41
中心线规律	前急后缓
中间控制截面形状	长短轴 3:1 的椭圆

注: D 为进气道出口直径.

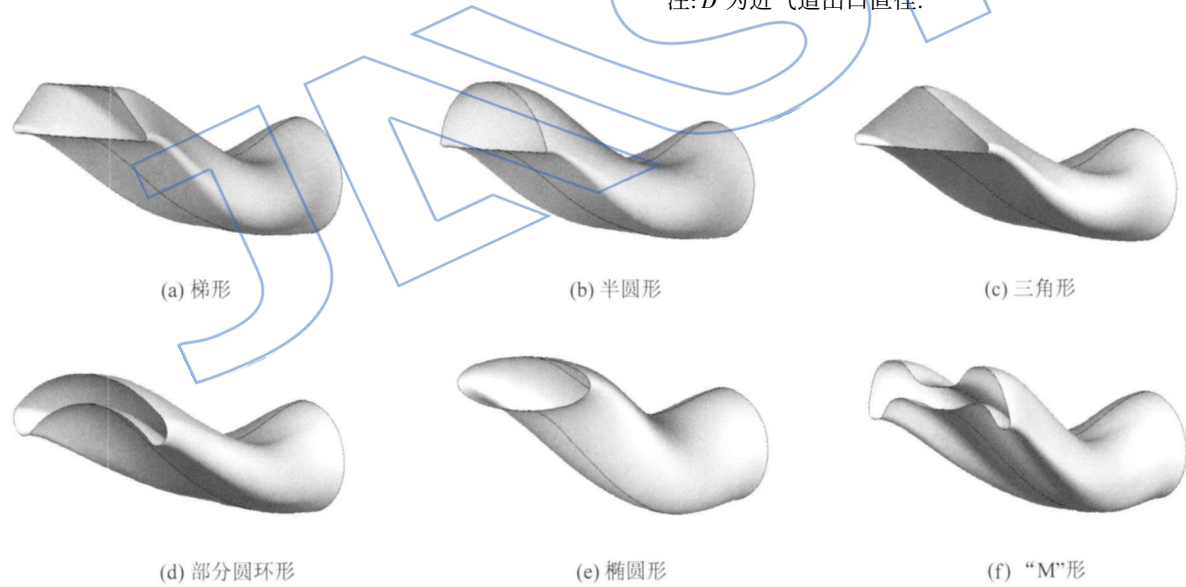


图 10 具有各种进口形状的亚声速扩压器
Fig. 10 Subsonic diffusers with different entrance shapes

3 结 论

本文提出了一种基于曲率控制的截面形状生成及过渡技术,以此为基础编制了计算机设计程序,快速、可视地实现了复杂变截面进气道的型面生成.而后,运用该设计程序本文还完成了类 X-47 狭缝式进气道的扩压器以及各种其他形式的扩压器的型面生成.结果表明,所提出的设计方

法具有通用性,能够较好地满足各种具有复杂进口截面、复杂弯曲形式的进气道设计需求.本文的设计工作为下一步研究狭缝式等各种复杂曲面进气道的工作特性和流动特征打下了基础.

参考文献:

[1] Lee C C, Boekicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[R]. AIAA

Paper 1985 3073, 1985.

[2] TAN Huijun, GU O Rongwei. Design and wind tunnel study of a top mounted diverterless inlet[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(2): 72-78.

[3] 李其韬, 郭荣伟. 一种高亚音速弹用 S 弯进气道设计及特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(2): 108-113.

LI Qitao, GU O 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)

[4] 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, 2002, 33(1): 8-12.

GUO Rongwei, LIU Shaoyong. Design of submerged inlet [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 33(1): 8-12. (in Chinese)

[5] 余安远. 隐身外形飞行器用埋入式进气道的设计及气动性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2003.

YU Anyuan. A study of the design and flow characteristics for a submerged inlet under a stealthy shaped fuselage [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003. (in Chinese)

[6] 《数学手册》编写组. 数学手册[M]. 北京: 高等教育出版社, 1979.

[7] SUN Shu, GU O Rongwei. Serpentine inlet performance enhancement using vortex generator based flow control[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(1): 10-17.