

文章编号: 1000-8055(2004) 04-0466-06

# 超音速进气道建模方法研究

时瑞军, 卢贤锋, 樊思齐

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 对某可调混压进气道在不同攻角、不同马赫数、不同斜板角度下进行了大量的数值计算。给出了设计状态下进气道内外流场特征; 分析了攻角变化对进气道流场的影响; 以数值仿真结果为基础, 利用 B 样条理论建立了反映攻角、马赫数及可调斜板角度变化的超声速进气道数学模型。根据此数学模型, 分析了攻角和进口气流马赫数对进气道性能的影响, 同时给出了斜板对进气道性能的影响。

关键词: 航空、航天推进系统; 进气道; 数值仿真; 数学模型; B 样条

中图分类号: V 233. 755

文献标识码: A

## Investigation of Supersonic Inlet Mathematical Model with Attack Angle

SHI Rui-jun, LU Xian-feng, FAN Si-qi

(College of Propulsion and Energy, Northwestern Polytechnical University,  
Xi'an 710072, China)

**Abstract:** At different attack angles, Mach numbers and ramp angles, the numerical calculations of inner and external flow field are performed for an adjustable mixed compression inlet. The full flow field characteristics of a supersonic inlet are illustrated at design conditions; The influence of attack angle on flow field of the inlet is investigated; B-spline theory is used to model the inlet with attack angle. On basis of the modeling results, the effects of Mach number, attack angle and ramp angle on the inlet performance are analyzed.

**Key words:** aerospace propulsion system; mixed compression inlet; numerical simulation; mathematical model; B-spline

采用推进系统(包括进气道、发动机及喷管)综合控制及飞行/推进系统综合控制是提高推进系统性能和飞行性能尤其是机动飞行性能的关键技术<sup>[1]</sup>。20 世纪 80 年代至 90 年代, 国外进行了很多研究, 完成了许多飞行试验研究, 取得了大量成果, 其中某些研究成果已应用于最新一代飞机上<sup>[2]</sup>。进行推进系统综合控制和飞行/推进系统综合控制技术研究工作, 需要准确的进气道数学模

型。采用风洞试验方法研究进气道特性周期长、耗资巨大。随着计算机技术的飞速发展, 数值模拟方法越来越成为数学建模的一个有力工具, 可以一定程度上代替复杂昂贵的风洞试验, 大大缩短建模周期, 而成本远远小于风洞试验<sup>[3, 4]</sup>。

攻角为零的超声速进气道特性已进行了较多的研究, 而反映飞行马赫数、攻角、出口反压、可调斜板角度与总压恢复系数和流量系数的多维数学

收稿日期: 2003- 12- 30; 修订日期: 2004- 03- 25

基金项目: 西北工业大学青年教师创新基金资助项目(08250207)

作者简介: 时瑞军(1973- ), 男, 河南郑州人, 西北工业大学动力与能源学院讲师, 博士生, 主要从事发动机的数学建模与控制, 飞机/推进系统一体化控制研究。

模型国内外未见文献报导<sup>[5,6]</sup>。本文采用数值计算方法研究超声速进气道的数学建模问题。根据 2 维非定常内外流场数值计算得到进气道特性数据,采用数据拟合方法建立超声速进气道数学模型。该模型可用于分析带有混压进气道的推进系统性能,其建模方法可推广应用于其他类型进气道的数学模型建立。

1 计算模型

本文研究的混压进气道为 4 波系进气道,2 级斜板可调。图 1 给出了计算用超声速混压进气道的结构和波系。 $H$  为飞行高度, $Ma$  为飞行马赫数, $\delta_1$  为 1 级斜板倾角, $\delta_2$  为 2 级斜板倾角, $H_i$  为喉道高度,扩压段管道面积按等面积梯度变化,扩张角为  $\gamma$ ;捕获进口高度为  $H_c$ 。设计工作状态为: $H=11\text{ km}$ , $Ma=2.0$ 。结构尺寸为: $\delta_1=6^\circ$ ; $\delta_2=8^\circ$ ; $\gamma=6^\circ$ 。

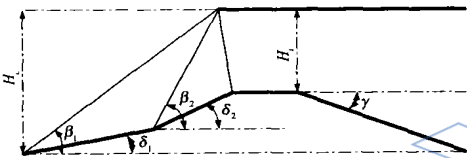


图 1 超音速进气道结构、波系  
Fig.1 Geometric sketch of supersonic inlet model

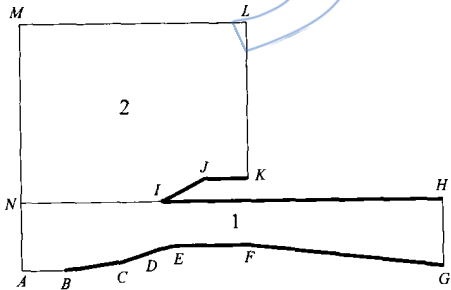
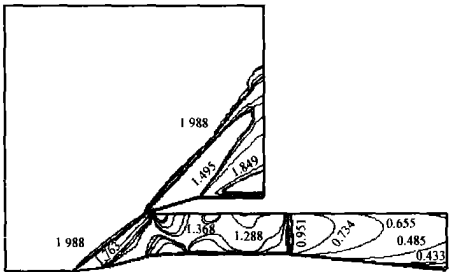


图 2 超音速进气道计算区域  
Fig.2 Calculation zone of super sonic inlet

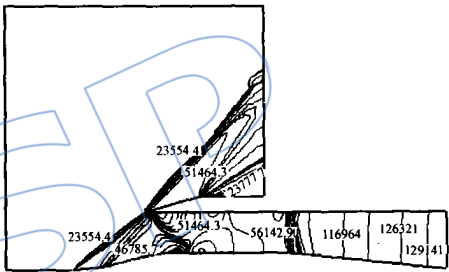
本文求解直角坐标系下 2 维可压流动的守恒型雷诺平均 N-S 方程,采用标准  $k-\epsilon$  湍流模型,对流项采用 2 阶迎风差分格式进行离散。计算区域的划分如图 2 所示。区域(ABCDEFGHINA)为内流区域,区域(IJKLMNI)为外流区域。为了能够较好的计算非设计状态,前伸段 AB 较长。计算中所采用的边界条件是:AM 按压力进口计算,AB,ML,KL 按压力远场计算,HG 按压力出口计算。

2 计算结果与分析

本文共完成了不同的  $Ma, \alpha, \delta_2$  条件下多组状态的数值计算;所有计算过程保持出口反压不变。数值计算时取马赫数依次为  $Ma=1.2, 1.4, 1.6, 1.8, 2.0$ ;攻角依次为  $\alpha=-15^\circ, -10^\circ, -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ ;可调 2 级斜板角度依次为  $\delta_2=4^\circ$ ;

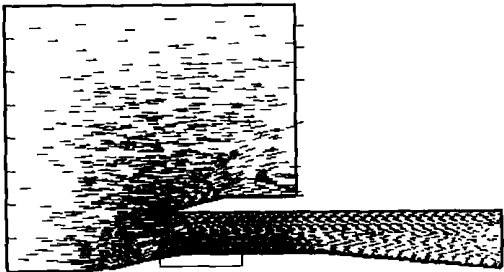


(a)

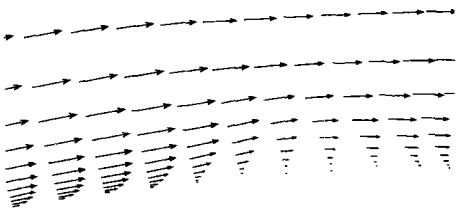


(b)

图 3 临界状态速度和压力分布  
Fig.3 Critical Mach and pressure contours



(a)



(b)

图 4 临界状态速度矢量图

Fig.4 Critical velocity vector

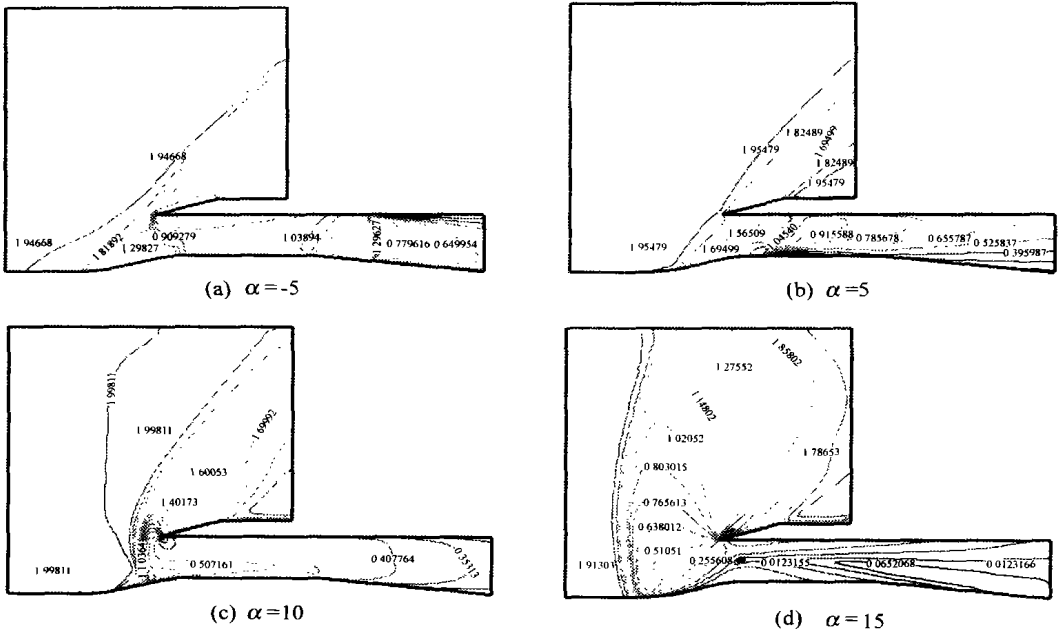


图 5 不同攻角下进气道速度分布  
Fig. 5 Mach contours of the inlet

6°; 8°; 10°; 12°。

限于文章篇幅, 本文仅给出部分结果。图 3 为设计状态的数值仿真结果。可以看出, 两条斜激波准确的搭在下唇口, 激波前后气流速度和总压变化剧烈; 进气道内部的气流速度和压力变化较为缓慢; 唇口外部两条斜激波汇聚后形成一条强度更大的斜激波, 气流速度和压力变化更为剧烈。图 4(a) 给出了临界状态的速度矢量图, 图 4(b) 是局部放大图。

图 5 为攻角依次为- 5°; 5°; 10°; 15°时的数值仿真结果。从图中可以看出, 斜激波角度随着攻角变化而变化; 当攻角增大时, 斜激波外移, 结尾正激波向喉部移动。攻角继续增大时, 正激波被推出, 进气道工作变得不稳定。

### 3 进气道数学模型

根据流场计算数据建立进气道多维数学模

$$\begin{aligned} L_x f(x, y, z) &= \sum_{i=1}^N \alpha_i(y, z) B_{i,3}(x) \\ L_y f(x, y, z) &= \sum_{j=1}^M \beta_j(x, z) B_{j,3}(y) \\ L_z f(x, y, z) &= \sum_{k=1}^W \gamma_k(x, y) B_{k,3}(z) \end{aligned}$$

则有:

$$L_z L_y L_x f(x, y, z) = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^W \alpha_{ijk} \cdot B_{i,3}(x) B_{j,3}(y) B_{k,3}(z) \quad (2)$$

型, 必须采用超曲面拟合方法。在各种数据拟合方法中, B 样具有显著的优点: 用低阶项就能很好的逼近各种非线性; 生成的曲线、曲面具有较高的光滑度<sup>[7]</sup>。本文采用 B 样条三元 4 维超曲面拟合方法, 建立进气道多维数学模型。

#### 3.1 B 样条三元超曲面拟合方法

考虑曲面  $v = f(x, y, z)$ , 在区域  $C[a, b] \times [c, d] \times [e, f]$  上取 3 次 B 样条函数为基函数。

令:

$$X_N = \{B_{i,3}(x)\}_1^N$$

$$Y_M = \{B_{j,3}(y)\}_1^M$$

$$Z_W = \{B_{k,3}(z)\}_1^W$$

为分别定义在  $C[a, b]$ ,  $C[c, d]$  以及  $C[e, f]$  上的函数。

假定  $W > M > N$ , 定义:  $C[a, b] \times [c, d] \times [e, f]$  上的线性算子  $L_x, L_y, L_z$ :

$$\left. \begin{aligned} \alpha(y, z) &\in C[c, d] \times [e, f] \\ \beta(x, z) &\in C[a, b] \times [e, f] \\ \gamma_i(x, y) &\in C[a, b] \times [c, d] \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中  $\alpha_{\bar{g}k}$  是待定系数, 利用最小二乘原理, 通过求解  $N \cdot M \cdot W$  阶代数方程组可得数值。设曲面  $v = f(x, y, z)$  的网格点为  $(x_s, y_t, z_u), s = 1, 2, \cdots, n, t = 1, 2, \cdots, m, u = 1, 2, \cdots, w$ 。则待定系数计算方法如下:

首先: 固定  $z_u$ , 求解最小二乘问题:

$$\sum_{s=1}^n \left[ f(x_s, y_t, z_u) - \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M \beta_{kij,3} B_{i,3}(x) B_{j,3}(y) \right]^2 = \min \tag{3}$$

系数  $\beta_{ju}$  可通过作  $x, y$  方向的最小二乘拟合求得。

其次: 记曲面  $v = \sum_{k=1}^W r_k(x, y) B_{k,3}(z)$  为  $v = f(x, y, z)$  的最小二乘拟合, 则有:

$$\sum_{u=1}^W \left[ \sum_{k=1}^W r_k(x, y) B_{k,3}(z_u) - \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M \beta_{kij,3} B_{i,3}(x) B_{j,3}(y) \right]^2 = \min \tag{4}$$

由此得到  $\{r_k(x, y)\}^W$  满足下列方程组:

$$\sum_{u=1}^W \left[ \sum_{k=1}^W r_k(x, y) B_{k,3}(z_u) - \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M \beta_{kij,3} B_{i,3}(x) B_{j,3}(y) \right] B_{k,3}(z_u) = 0 \tag{5}$$

以  $\{B_{i,3}(x) B_{j,3}(y)\}^W$  为基, 对数据点  $r_k(x_s, y_t)$  作二元最小二乘拟合得  $\alpha_{\bar{g}k}$ , 因此可得:

$$f(x, y, z) = \sum_{k=1}^W r_k(x, y) B_{k,3}(z) = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^W \alpha_{\bar{g}k} \cdot B_{i,3}(x) B_{j,3}(y) B_{k,3}(z)$$

3.2 进气道 B 样条模型

进气道特性可以表示为:

$$\begin{cases} \sigma = f(Ma, \delta_2, \alpha, P_{SB}) \\ \varphi = g(Ma, \delta_2, \alpha, P_{SB}) \end{cases} \tag{6}$$

式中:  $\sigma, \varphi, \delta_2, \alpha, P_{SB}$  分别为进气道的总压恢复系数、流量系数、可调斜板角度、飞行攻角和出口反压。

根据进气道的 175 组计算结果, 利用 B 样条

超曲面拟合方法建立了 4 维进气道数学模型。拟合条件为: 在相同的反压下, 2 级斜板取  $4^\circ \sim 12^\circ$ , 间隔  $2^\circ$ ; 共 5 个点; 来流马赫数取  $1.2 \sim 5.0$ , 间隔  $0.2$ , 共 5 个点; 攻角取  $-15^\circ, -10^\circ, -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ , 共 7 个点。

以总压恢复系数为例, 依据上述曲面拟合理论, 选取样条阶次为 3 阶得到进气道总压恢复系数模型。流场数据与拟合结果的最大相对误差不超过 2%, 拟合得到的 3 维系数矩阵  $[\alpha_{\bar{g}k}]_{4 \times 4 \times 4}$  为:

$$\alpha[:, :, 1] = \begin{bmatrix} 0.8577 & 0.9045 & 0.9894 & 0.8698 \\ 0.9298 & 0.9024 & 0.8797 & 0.7819 \\ 0.7930 & 0.8264 & 0.9240 & 0.7651 \\ 0.6804 & 0.8211 & 0.7529 & 0.6802 \end{bmatrix}$$

$$\alpha[:, :, 2] = \begin{bmatrix} 0.8762 & 0.9471 & 0.9609 & 0.8943 \\ 0.9312 & 0.9282 & 0.8540 & 0.8543 \\ 0.8264 & 0.7562 & 1.0079 & 0.6403 \\ 0.7444 & 0.7500 & 0.9098 & 0.6271 \end{bmatrix}$$

$$\alpha[:, :, 3] = \begin{bmatrix} 0.8523 & 0.8679 & 0.9797 & 0.8741 \\ 0.8961 & 0.8830 & 0.8991 & 0.7693 \\ 0.7841 & 0.8391 & 0.9144 & 0.8652 \\ 0.7106 & 0.8567 & 0.6983 & 0.6888 \end{bmatrix}$$

$$\alpha[:, :, 4] = \begin{bmatrix} 0.8362 & 0.8603 & 0.9057 & 0.9012 \\ 0.8758 & 0.8998 & 0.8830 & 0.8144 \\ 0.8674 & 0.7493 & 0.9656 & 0.7515 \\ 0.7184 & 0.7722 & 0.7768 & 0.7276 \end{bmatrix}$$

3.3 进气道数学模型分析

由于 4 维空间的超曲面无法直观显示, 为了

便于分析, 本文固定某一参数, 在 3 维空间中表示  $\sigma, \varphi$  与另外 2 个参数的关系。篇幅所限, 下面仅给出部分拟合结果。

图 6 为攻角为 8 时, 马赫数  $Ma$ 、可调斜板角度  $\delta_2$  与总压恢复系数  $\sigma$ 、流量系数  $\varphi$  的函数关系。可以看出, 在大攻角条件下, 斜板角度一定时, 当飞行马赫数从 1.2 逐渐增大至 2.0, 总压恢复系数减小, 流量系数增大。这是由于大攻角条件下, 当反压一定时, 随着马赫数的增大, 进气道工作状态从远离额定状态变为接近额定工作状态, 因而流量系数增大。同时随着马赫数的增大, 激波强度增大, 激波损失增大, 因而总压恢复系数减小。同时可以看出, 马赫数变化时, 斜板角度对  $\sigma$ 、 $\varphi$  的调节较为复杂: 减小斜板角度, 可以增大总压恢复系数; 同时流量系数却先增大后减小。为了使进气道的  $\sigma$ 、 $\varphi$  都保持较高的数值, 斜板角度有一个合适的数值。如  $Ma=2.0$  时,  $\delta_2=6$  时, 总压恢复系数和流量系数均有较高的数值。

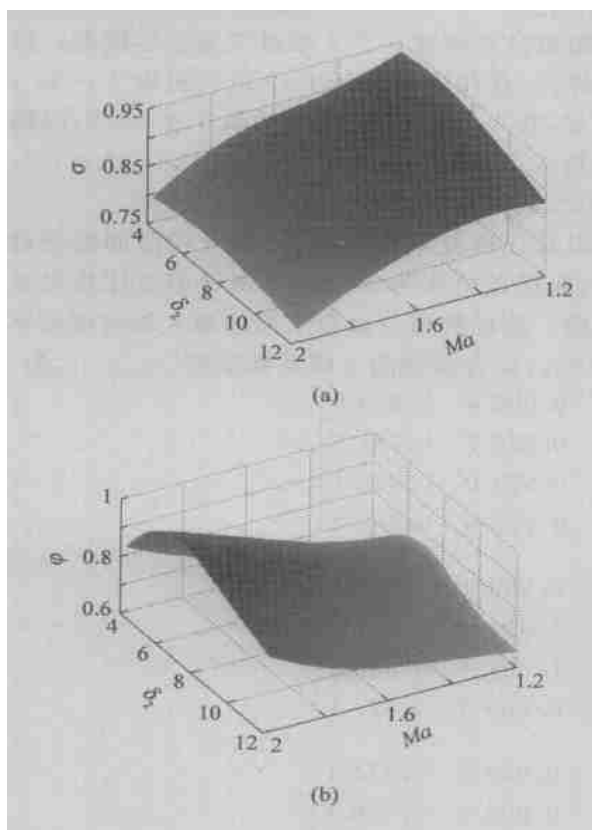


图 6  $\sigma$ 、 $\varphi$  随  $\delta_2$ 、 $Ma$  变化关系

Fig. 6 Relationship of  $\sigma$ 、 $\varphi$  with  $\delta_2$ 、 $Ma$

图 7 为  $Ma=1.9$  时, 攻角  $\alpha$ 、斜板角度  $\delta_2$  与总压恢复系数  $\sigma$ 、流量系数  $\varphi$  的函数关系。可以看出, 飞行速度不变, 斜板角度一定时, 随着  $\alpha$  从  $-15^\circ$  增大到  $0^\circ$ , 总压恢复系数和流量系数逐渐增大;  $\alpha$  从  $0^\circ$  增大到  $15^\circ$ , 总压恢复系数和流量系数逐渐减小。原因在于, 当进气道处于负攻角时, 斜激波倾角减小, 强度降低, 头部激波前和激波中损

失急剧上升, 导致  $\sigma$  下降。同时流管捕获面积减小, 喉部流通能力下降, 使得  $\varphi$  降低。当进气道处于正攻角时, 斜板压缩面上压力正梯度增高, 附面层加厚并产生局部离体, 因而离体损失加大, 导致  $\sigma$  减小; 随着攻角增大, 头部激波远离进口平面, 进气道远离额定状态, 因而  $\varphi$  减小。

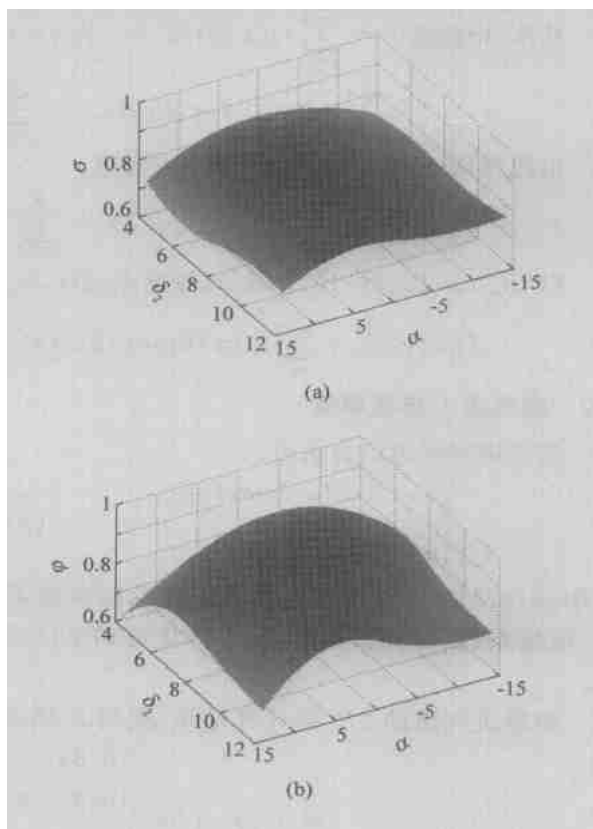


图 7  $\sigma$ 、 $\varphi$  随  $\delta_2$ 、 $\alpha$  变化关系

Fig. 7 Relationship of  $\sigma$ 、 $\varphi$  with  $\delta_2$ 、 $\alpha$

同时可以看出, 攻角变化时, 斜板对进气道的调节同样相当复杂: 减小斜板角度, 总压恢复系数先减小后增大, 再略有减小; 流量系数先增大后减小。当攻角变化时, 只有斜板角度调整到合适值, 才能保证进气道处于较好工作状态。如  $\alpha=5^\circ$  时, 斜板角度  $7^\circ$  时, 总压恢复系数和流量系数较高。

## 4 结 论

本文对某超声速进气道进行了大量的不同攻角、不同马赫数、不同斜板角度的数值计算, 以计算结果为基础, 利用 B 样条方法拟合得到了超声速进气道的多维数学模型。利用该模型, 可以通过理论计算的方法计算出流量系数和总压恢复系数随飞行马赫数及攻角的变化规律; 并可计算出飞行马赫数及攻角变化时保证进气道性能的斜板角度调节规律; 所得到的进气道数学模型, 可用于研

究带有进气道、发动机、喷管的推进系统综合控制。

本文所研究的进气道数学模型建模方法可推广应用于其他类型的进气道建模。

参考文献:

[ 1 ] 卢燕, 樊思齐, 马会民, 等. 超声速进气道与发动机的匹配 [ J ]. 推进技术, 2003, 24( 4 ): 333– 325.

[ 2 ] 姜正行. 飞机内流空气动力学 [ M ]. 北京: 航空工业出版社, 1989.

[ 3 ] 王省富. 样条函数及其应用 [ M ]. 西安: 西北工业大学出版社, 1989.

[ 4 ] 樊思齐, 徐芸华. 航空推进系统控制 [ M ]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.

[ 5 ] 朱自强. 应用计算流体力学 [ M ]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.

[ 6 ] 封建湖. 三维进气道系统流场的数值模拟研究 [ D ]. 西安: 西北工业大学, 1995.

[ 7 ] Mace J, Hankey W L. Review of Inlet–Airframe Integration Using Navier–Stokes Computational Fluid Dynamics [ R ]. A – I A A – 84– 0119.