

基于曲率指导的 B 样条飞机进气道几何设计

魏明强¹⁾, 何雪滢²⁾, 吴梦³⁾, 郭延文²⁾, 谭慧俊⁴⁾

¹⁾ (南京航空航天大学计算机科学与技术学院 南京 210016)

²⁾ (南京大学计算机软件新技术国家重点实验室 南京 210023)

³⁾ (南京理工大学数学与统计学院 南京 210094)

⁴⁾ (南京航空航天大学能源与动力学院 南京 210016)

(mqwei@nuaa.edu.cn)

摘 要: 进气道能够捕获来流, 按一定流量、流速和畸变向发动机供气. 作为飞机推进系统的起始部件, 进气道直接影响飞机发动机的工作效率、性能和安全性. 针对进气道自由曲面构型的特点, 提出基于曲率指导的 B 样条进气道几何设计方法. 首先给定控制点、节点数据, 构造 C^2 光滑约束的 B 样条关键截线, 避免产生台阶效应而影响进气道性能; 其次将计算过渡截线的离散点坐标, 转化为利用过渡截线导数值反求所对应的 B 样条曲线, 减小在复原曲线过程中计算离散点带来的累积误差; 最后将上述 B 样条曲线拟合为 B 样条张量积曲面结构, 减少格式转换造成的信息损失. 该方法已集成在某型号进气道建模系统中, 可快速、交互式地完成由任意进气口截线到出气口截线的光滑过渡. 实验结果表明, 建模得到的进气道曲面结构精确性较高、通用性较好, 一定程度上减少了对国外相关 CAD 航空工业软件的依赖, 可以为后续基于数值优化的几何设计与流体仿真一体化提供技术支撑.

关键词: 飞机进气道; 几何建模; 曲率指导; B 样条曲面拟合

中图法分类号: TP391.41 **DOI:** 10.3724/SP.J.1089.2023.2023-00030

Geometric Design of B-Spline Aircraft Inlet Based on Curvature Guidance

Wei Mingqiang¹⁾, He Xueyan²⁾, Wu Meng³⁾, Guo Yanwen²⁾, and Tan Huijun⁴⁾

¹⁾ (School of Computer Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

²⁾ (State Key Laboratory for Novel Software Technology, Nanjing University, Nanjing 210023)

³⁾ (School of Mathematics and Statistics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094)

⁴⁾ (School of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Abstract: Air inlets are the initial component of the aircraft propulsion system, which is responsible for capturing the incoming flow and supplying air to the engine according to a certain flow, velocity and distortion. Thus, they affect both the efficiency and effectiveness of aircraft engines. Aiming at the configuration of the free-form surface of the air inlet, a B-spline fitting algorithm based on curvature guidance is proposed for inlet geometric design. First, under the premise of given control points and node data, B-spline key section lines with C^2 smooth constraints are constructed to avoid the side effect of staircases which will degrade the performance of the inlet; second, to reduce the error caused by the discrete points in the process of restoring the curve, the step of calculating the coordinates of the discrete points of the transition section is transformed into the reverse calculation of the corresponding B-spline curve by using the derivative value of

收稿日期: 2023-04-19; 修回日期: 2023-12-10. 基金项目: 国家自然科学基金(T2322012, 62172217, 62032011). 魏明强(1985—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, CCF 会员, 主要研究方向为计算机图形学; 何雪滢(2000—), 女, 硕士研究生, CCF 学生会员, 主要研究方向为计算机图形学; 吴梦(1985—), 女, 博士, 副研究员, 硕士生导师, CCF 会员, 主要研究方向为等几何分析、计算几何; 郭延文(1980—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, CCF 会员, 主要研究方向为计算机图形学; 谭慧俊(1975—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为内流空气动力学、进气道技术.

the transition section; finally, the above B-spline tensor product surface structure is fitted to reduce the information loss caused by format conversion. The method has been packaged into an inlet modeling system, which can quickly and interactively achieve the arbitrary transition from the air inlet intercept line to the air outlet intercept line. The experimental results show that the obtained inlet surface structures are of high accuracy and possess the generalization ability. Our method can reduce the dependence on foreign CAD related Aviation Industry Software, and provide technical support for the subsequent integration of geometric design and fluid simulation based on numerical optimization.

Key words: aircraft inlet; geometric modeling; curvature guidance; B-spline surface approximation

从飞机进口(或发动机短舱进口)至发动机压气机(或风扇)进口所经过的一段管道称为进气道。作为飞机推进系统的起始部件,进气道承担着捕获来流,并按一定流量、流速和畸变向发动机供气的作用^[1]。现代飞机的特点是飞行速度和高度变化范围大,如歼击机要经常在大迎角、大侧滑角状态下飞行。但是,在一切飞行状态下进气道都应保证:发动机所需要的空气流量、能量损失小、流场均匀稳定和外部阻力低。

随着现代航空航天技术的飞速发展,进气道的几何构型正趋于多元化和非常态化,如加莱特进气道、蛇形进气道、DSI(diverterless supersonic inlet)等。其中,超紧凑蛇形进气道采用剧烈弯曲、超短扩压的内壁面,实现对发动机进口全遮挡^[2];DSI 通过鼓包设计和向前延伸的进气整流罩等结构,达到对气流的压缩、隐形等目的^[3]。进气道作为自由型曲线曲面的典型部件,对已有构建方法提出了极大的挑战^[4]。

目前,国内进气道几何设计分为超椭圆方程方法和通用几何参数方程方法 2 类。超椭圆方程方法利用超椭圆曲面构造飞机机身及进气道内管道曲面,在确定管道中心连线走向的前提下沿垂直于中心线的法平面构造超椭圆曲线,最终用雕塑曲面方法近似构造为曲面^[5];但该方法受限于超椭圆曲面参数空间范围,对进气道的几何构型表达能力有限。通用几何参数方法则采用离散点、三次样条曲线等表达范围更广的参数形式。周慧晨等^[6]提出基于曲率指导的进气道离散点建模方法,给定关键截线离散点集,通过曲率插值得到过过渡截线点集;在此基础上,宁乐^[7]提出一种边界层吸入式进气道设计方法,其构造的进气道气动性能总体表现良好。

上述进气道曲面设计方法涉及多种数学模型的转换,如进气道纵向截线采用离散点或三次样条曲线,横截面则采用组合的二次曲线等。但是,

这些方法后续仍需导入 UG 等商用软件整合为完整 NURBS(non-uniform rational B-splines)曲面结构^[8],对 CAD 软件具有一定依赖性,且易丢失原始进气道模型中的高层语义信息(如曲率、关键截线)等。此外,由于飞机推进系统技术长期被国外垄断,改进飞行器进气道建模与气动性能分析技术流程,降低对国外 CAD/CAE 软件的依赖,突破航空航天领域关键卡脖子技术,已成为我国推进新型工业化、加快建设制造强国的当务之急。

在空气动力学设计中,由于 S 弯进气道的几何形状具有曲率多变、二阶导数连续等特点,进气道的数学化描述通常是复杂的非解析函数。目前,已有许多方法被用于进气道参数化表达,如离散点集、Bézier 或 B 样条控制点表示法等。空气动力学设计需要考虑的关键因素是设计变量的数量和直观性,进气道参数化表示方法的好坏也会影响后续仿真分析效果。通常,采用离散点集表达依赖设计师的直观经验,不便于灵活调整。与采样离散点方式相比,NURBS 具有明显的优势。作为目前工业产品几何定义的国际标准,NURBS 能够以统一的数学形式表达任意复杂曲面,在实现对曲面局部灵活修改的同时保证曲面的光顺性,与飞行器进气道气动性能需求相符。为了降低后续建模计算复杂度,本文设置权因子值为 1,即退化为 B 样条曲面。

本文提出一种基于曲率指导的 B 样条飞机进气道几何设计方法。首先针对亚声速 S 弯进气道截线需 C^2 光滑连续以及对称的特点,提出基于 B 样条的关键截线交互式生成方法。

根据进气道几何参数对进气道阻力和效率的依赖关系,通过对表面曲率适当调整可有效地减少进气道阻力^[9]。因此,可通过进气道几何约束条件计算得到过渡线曲率,反推出 B 样条过渡截线,最终拟合为 B 样条曲面结构。该方法基于 B 样条形式表达,以较少设计变量表达较大设计空间的

同时,保留进气道曲面关键信息,如关键截线、曲率过渡规律等;并生成国际标准 IGES 格式文件,为基于数值优化的几何设计与流体仿真一体化过程提供技术支持^[10-13]。

根据上述方法本文研制了基于 B 样条的交互式进气道建模软件。根据进气道建模需求,软件系统包括关键截面交互生成、进气道结构展示与调整界面等功能。通过这些功能,可快速、便捷、交互式地设计由任意进气口截线到出气口截线的光滑过渡曲面。

1 相关工作

常规 S 弯进气道为圆形或椭圆形的进口截面至圆形出口截面的过渡,可利用数学式精确表达。王庆林^[5]提出基于超椭圆的进气道曲面构建方法,将进气道表达为超椭圆的参数方程,并根据面积线、中心线等几何参数对参数进行调整;但该方法需要查阅表格来设置形状指数参数 n ,且参数与进气道几何关联性不强,需要设计者有一定前置经验^[1]。李岳锋等^[14]对文献[5]方法进行改进,将指数参数 n 与进气道几何参数的实际意义关联在一起;但其仅适用于超椭圆 S 弯进气道的构建。

与上述基于超椭圆参数方程建模相比,利用与曲面关联性更强的几何参数表示,如 Bézier 和 B 样条等,更加直观,且设计空间更大,已在 CAD 造型技术得到广泛应用。Wang 等^[15]在对进气道设计和气动性能优化时,采用 B 样条函数对膨胀段廓形进行表达,首先根据廓形给出离散点,再利用拟合方法反求 B 样条截面。黄晨等^[2]提出基于 NURBS 曲线的 S 弯进气道几何构型方法,在商用 CAD 软件里构建进口截面、出口截面和引导线的 NURBS 曲线,并通过扫掠命令构建 S 弯进气道一半的对称构型;但由于全程基于 CAD 软件建模,不能实现对进气道面积线等几何参数的精确控制。

针对上述问题,周慧晨等^[6]提出基于曲率指导的进气道离散点建模方法,先导入离散点形式的进气道进口截面和出口截面,计算沿程各横截面的曲率分布,再反推沿程各横截面的几何型线,并对各横截面型线进行适当旋转缩放,生成满足需求的扩压器型面,实现了任意截面型线的过渡进气曲面建模,目前已被广泛使用;但后续仍需利用 CAD 软件,将离散点转换为通用曲面结构才能导入流体分析软件,存在精度损失,且不利于设计人员直观地设计与调整。

Smart^[16]提出矩形转椭圆进气道,目前已得到广泛应用。该类进气道的捕获形状为矩形,出口形状为椭圆,设计进气道前体及内通道时,首先根据捕获形状自上游向下游追踪流线,然后根据出口形状的要求自下而上追踪流线,最后根据一定的规律拟合出 2 套流线的中间型线。这种方式实现了进气道捕获形状和出口形状的双可控,但由于最终的型线并非真正的流线,因此对前体激波以及前体压缩面的流量捕获特性有影响。

Slater^[17]提出超声速进气道设计软件,其基于 Fortran 95 编写,通过输入进气道所需的几何参数与气动性能指标需求(流速、总压恢复系数等),可计算得到用于可视化的表面网格以及用于计算流体力学的体积网格;在此基础上,Berra 等^[18]和 Slater^[19]对 B-1B 轰炸机的进气道、两元超声速进气道进行研究。

南京航空航天大学进气道团队由我国著名飞行器进气道专家张世英教授于 20 世纪 70 年代组建。从成立之日起,几乎承担了国内与飞行器进气道有关的所有研发项目,从跟跑、并跑到领跑历经 40 余年发展,提出的进气道设计方法已在国内航空、航天企业和科研院所的多个重点型号飞行器上得到应用;同时,打破国外技术壁垒,解决了一系列超声速战机进气道设计的难题,实现了核心技术的自主研发。

2 本文方法

2.1 概述

受到周慧晨等^[6]基于曲率指导的进气道离散点建模方法的启发,本文提出 B 样条控制的进气道曲面设计方法。用户只需通过屏幕交互确定控制点位置,便可计算得到 B 样条截面线型,并根据进气道中心线过渡规律构建进气道完整曲面结构。

本文方法流程如图 1 所示,包括基于 B 样条的 C^2 光滑对称截线生成、基于曲率指导的 B 样条过渡截线生成、基于曲线的进气道 B 样条曲面拟合 3 部分。首先给定进气道关键截线左侧控制点,在保证左右对称约束前提下建立闭合端曲率相等方程,实现 C^2 光滑;其次对 B 样条形式关键截线的曲率进行适当采样,给定进气道中心线过渡规律,利用 Hermite 插值算法计算得到进气道所有过渡截线的曲率,并根据曲率推导出 B 样条过渡截线;最后基于 B 样条过渡截线,拟合出完整的进气道 B 样条曲面结构。

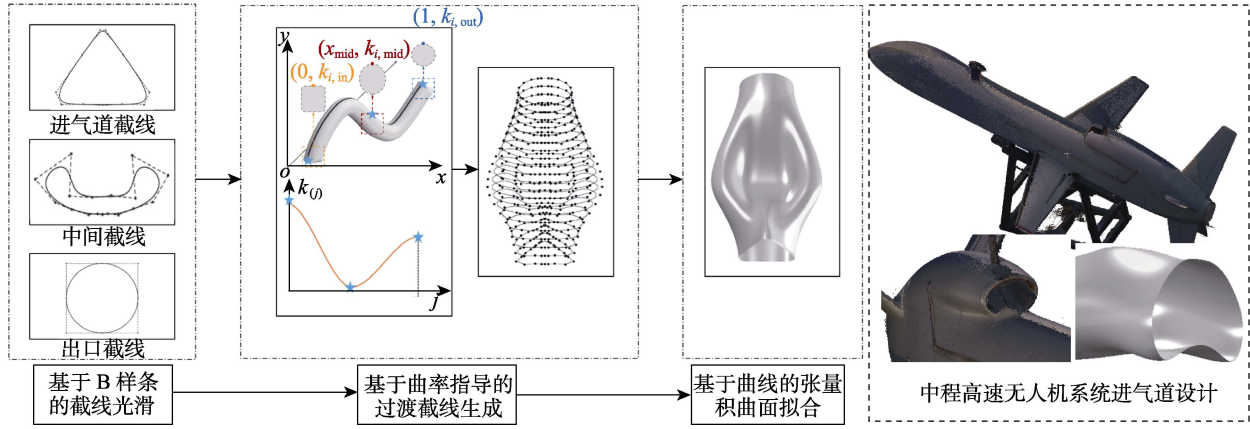


图 1 本文方法流程

2.2 基于 B 样条的 C^2 光滑截线生成

2.2.1 进气道关键截线表示

通过曲面参数来精确刻画进气道的外形特征和设计要求, 是优化设计工作的一个重要方面, 也是面元法进行气动性能计算的基础. 本文采用 B 样条曲线曲面生成进气道参数化几何模型.

给定 $p+1$ 阶 (p 次) 基函数 $N_{i,p}(u)$ 和经过起始段端点的非周期性节点向量 U , 公式为

$$U = \left\{ \underbrace{0, \dots, 0}_{p+1}, u_{p+1}, \dots, u_{m-p-1}, \underbrace{1, \dots, 1}_{p+1} \right\}.$$

进气道关键截线 $C(u)$ 可表示为依次连接控制点 $\{P_i\}$ 可构成 $p+1$ 阶 (p 次) B 样条形式

$$C(u) = \sum_{i=0}^n N_{i,p}(u) \cdot P_i.$$

则该问题转化为在给定几何约束(进出口、中间关键截线)前提下, 构建具有一定光顺性的进气道 B 样条张量积曲面 $S(u, v)$.

2.2.2 进气道关键截线 C^2 光滑

针对进气道的曲面几何特性, 要求该 B 样条封闭截线在闭合点处 C^2 光滑(即曲线在闭合点处二阶导数连续), 以保证不会在闭合处出现台阶从而会影响进气道气动性能. 为了实现 B 样条的曲率连续, 本文选择阶数为 4. 参考 Piegl 等^[20]总结的 B 样条曲线求导方法, 建立针对进气道曲线结构的 C^2 优化方法. 首先提升原始曲线度数, 使原曲线控制点数增加, 降低 C^2 光滑方法对截线廓形的影响; 其次根据首尾控制点的二阶导数值相等建立方程组, 求解得到控制点位置.

由于 B 样条曲线的 k 阶导数仍为 B 样条曲线, 可递归求解为 $C^{(k)}(u) = \sum_{i=0}^{n-k} N_{i,p-k}(u) P_i^{(k)}$. 其中,

$$P_i^{(k)} = \begin{cases} P_i, & k = 0 \\ \frac{p-k+1}{u_{i+p+1}-u_{i+k}} (P_{i+1}^{(k-1)} - P_i^{(k-1)}), & k > 0 \end{cases}$$

表示 k 阶导的 B 样条曲线控制点.

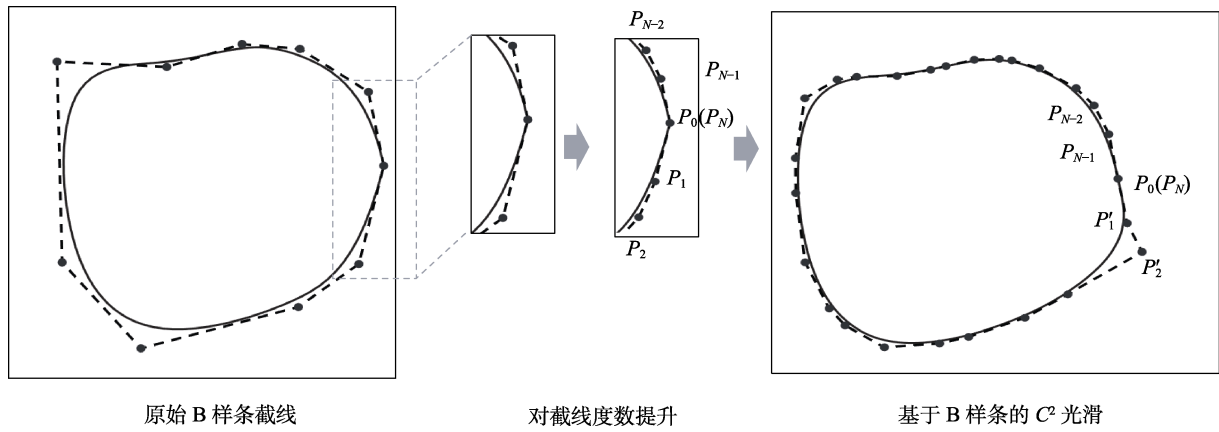
为了尽可能地减小控制点移动对原始曲线结构影响, 根据文献[20]总结的 B 样条度数提升方法, 对原始 B 样条曲线进行 2 倍度数提升. 已知首尾控制点的一阶导数分别为 $C'(0)$ 和 $C'(1)$, 二阶导数 $C''(0)$ 和 $C''(1)$, 根据曲线 C^2 光滑的定义, 可建立方程组求解得到控制点

$$\begin{cases} C'(0) = P_0^{(1)} = \frac{p}{u_{p+1}} (P_1 - P_0) \\ C'(1) = P_{N-1}^{(1)} = \frac{p}{1-u_{m-p-1}} (P_N - P_{N-1}) \\ C'(0) = C'(1) \\ C''(0) = P_0^{(2)} = \frac{p-2+1}{u_{p+1}-u_2} (P_1^{(1)} - P_0^{(1)}) \\ C''(1) = P_{N-1}^{(2)} = \frac{p-2+1}{u_{N+p}-u_{N+1}} (P_N^{(1)} - P_{N-1}^{(1)}) \\ C''(0) = C''(1) \\ P_0 = P_N \end{cases}.$$

如图 2 所示, 计算控制点 P_2, P_1 分别变换到 P'_2, P'_1 的位置, 其中, P'_1 控制点位置有小幅变动, 但基本保留原始截线构型. 此外, 根据特定进气道需轴对称的几何特性要求, 进一步调整控制点光滑约束为 $P_{2,x} = P_{N-2,x}, P_{1,x} = P_{N-1,x}$.

2.3 基于曲率指导的 B 样条过渡截线生成

周慧晨等^[6]方法将离散点结构进气道数据导出至 UG 软件再拟合为完整的 B 样条曲面, 其拟合误差近似均匀分布在整个 u, v 方向上, 难以进一步控制与其他飞机接口的连接误差. 本文通过关键截

图 2 B 样条封闭曲线 C^2 光滑流程

线及过渡截线曲率指导计算得到 B 样条过渡截线, 固定 u 方向的样条控制点, 据此在后续增加拟合为 B 样条曲面这个过程的在 v 方向上的约束, 在全局拟合前保留更多的进气道原始语义信息, 如曲率过渡曲线、过渡截线信息等, 提高方法精确度。

B 样条过渡截线生成方法步骤如下。

输入. 进出口、中间 B 样条形式关键截线。

输出. B 样条形式过渡截线。

Step1. 离散化 B 样条关键截线, 并计算对应曲率集 $\{k_{i,in}\}, \{k_{i,mid}\}, \{k_{i,out}\} (0 < i \leq n)$ 。

Step2. 利用 Hermite 算法对 n 组 $k_{i,in}$, $k_{i,mid}$ 和 $k_{i,out}$ 分别插值, 得到过渡规律函数 $\{f(x) | (0 < i \leq n)\}$ 。

Step3. 由曲率推导 B 样条形式过渡截线:

Step3.1. 根据弧微分定义, 将过渡截线曲率 $k_{i,j}$ 转化为导数值 $D_{i,j}$;

Step3.2. 已知 B 样条形式一阶导数函数 $C^{(1)}(u)$, 利用最小二乘法拟合得到 B 样条形式过渡截线。

2.3.1 采样关键截线曲率

曲率是进气道几何参数对进气道阻力和效率的影响的关键因素之一, 通过适当调整表面曲率可有效地减少进气道阻力^[21]。作为刻画曲线弯曲程度的量, 曲率可以唯一确定曲线形状。因此, 可将由关键截线插值得到过渡曲面的问题, 转化为关键截线所对应的曲率函数过渡问题。

设进气道进口关键截线、中间关键截线和进气道出口关键截线分别表示为 $C_{in}(u)$, $C_{mid}(u)$ 和 $C_{out}(u)$, 相应的采样等量密集离散点集表示为 $\{x_i, y_i, z_{in}\}$, $\{x_i, y_i, z_{mid}\}$ 和 $\{x_i, y_i, z_{out}\} (0 < i \leq n)$, 其中, n 表示离散点数量。可得到第 i 点与前一点连接所对应量纲弧长 s_i , 以及各弧长与正向水平轴夹角 θ_i 。由于后续需按照曲率从弧微分角度对过渡截线复原, 因此从该角度计算得到的曲率, 应

在保证起始点位置以及起始点切线倾角相同的情况下, 保证过渡截线复原误差最小化。计算封闭截线上点曲率 $\{k_i\}$ 的公式为

$$k_i = \begin{cases} \frac{\theta_{i+1} - \theta_i}{s_i}, & i \in (2, n) \\ \frac{\theta_1 - \theta_n}{s_1}, & i = 1 \end{cases}$$

由式(1)可计算得到进气道进口、中间关键截线和进气道出口关键截线曲率集为 $\{k_{i,in}\}$, $\{k_{i,mid}\}$ 和 $\{k_{i,out}\}$, 并利用该曲率集来描述进气道关键截线的弯曲程度。

2.3.2 插值过渡截线曲率

在进气道几何设计中, 为了尽可能避免总压畸变, 控制过渡截面的曲率的变化速率非常关键。因此构建进气道过渡截线时, 需要根据截面形状的过渡快慢, 添加过渡规律函数 $\{f_i(x) | (0 < i \leq n)\}$ 进行约束。由于进气道曲面需满足进口截线与出口截线处导数为零, 以保证与机身外表面以及发动机入口的光滑过渡, 因此本文采用分段三次 Hermite 插值算法^[22]。与分段线性插值相比, 该算法保证插值函数整体一阶连续可导, 光滑性更高。

如图 3 所示, 已知第 i 条过渡规律函数上存在前后 3 个关键节点曲率 $k_{i,in}$, $k_{i,mid}$ 和 $k_{i,out}$, 计算插值该 3 点且满足导数关系的表达式 $f_i(x)$ 如下:

$$(1) \quad f_i(0) = k_{i,in}, f_i(x_{mid}) = k_{i,mid}, f_i(1) = k_{i,out};$$

$$(2) \quad f'_i(0) = 0, f'_i(x_{mid}) = A, f'_i(1) = 0;$$

(3) 在给定小区间 $[1, x_{mid}]$, $[x_{mid}, 1]$ 上, 分别是次数不超过 3 的多项式。

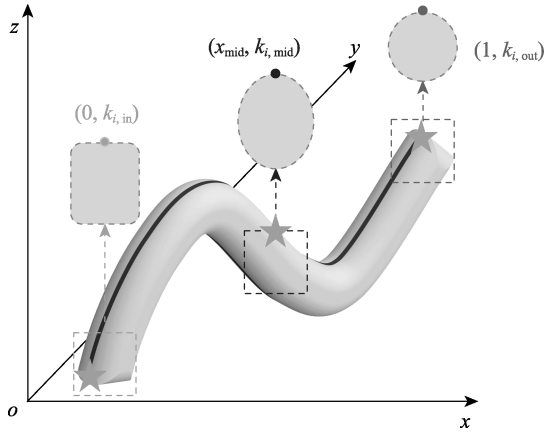
以区间 $[x_{mid}, 1]$ 为例,

$$f_i(x) = \left(1 + 2 \frac{x - x_{\text{mid}}}{1 - x_{\text{mid}}}\right) \frac{(x-1)^2}{(x_{\text{mid}}-1)^2} k_{i,\text{mid}} +$$

$$\left(1 + 2 \frac{x-1}{x_{\text{mid}} - k_{i,\text{out}}}\right) \frac{(x - x_{\text{mid}})^2}{(1 - k_{i,\text{mid}})^2} k_{i,\text{out}} +$$

$$(x - x_{\text{mid}}) \frac{(x-1)^2}{(x_{\text{mid}}-1)^2} f'_i(x_{\text{mid}}) +$$

$$(x-1) \frac{(x - x_{\text{mid}})^2}{(x_{\text{mid}}-1)^2} f'_i(1).$$

图 3 进气道第 i 条过渡截线上的关键曲率

2.3.3 根据曲率复原过渡截线

为了减小在复原曲线过程中由于计算离散点坐标所带来的累积误差,并在后续曲面拟合过程中完全保留 B 样条过渡曲线以及进出口、中间截线的特征,减少由离散点切线倾角计算对应坐标带来的累积误差,将周慧晨等^[6]反求沿程各横截面的几何离散型线方法改进为反求 B 样条截线.为了保持一致性,可根据上述 Hermite 插值算法,由进口截线弧长 S_{in} 、中间截线弧长 S_{mid} 和出口截线弧长 S_{out} 插值得到过渡截线弧长 $\{S_j | 0 < j \leq m\}$;其中, m 为过渡截线总数.为了减少计算所带来的误差,设定关键截线与待计算的过渡曲线为对称且均匀分布的,则过渡曲线上每一点的有量纲弧长表示为 s_j ;其中, $s_j = S_j/n$.

设第 j 圈过渡截线上第 i 点 (x_i, y_i, z_j) 处曲率为 $k_{i,j}$, 对应有量纲弧长为 s_j , 依式(2)可计算出对应切线倾角改变量为 $\Delta\theta_{i,j} = s_j \cdot k_{i,j}$. 设定第 j 圈过渡截线起始点切线倾角 $\theta_{i,j}$ 为 $\Delta\theta_{i,j}/2$, 则可由

$$\begin{cases} \Delta\theta_{i,j} = s_j \cdot k_{i,j} \\ \theta_{i,j} = \theta_{i-1,j} + \Delta\theta_{i,j}, & i \neq 1. \\ \theta_{i,j} = \frac{\Delta\theta_{i,j}}{2}, & i = 1 \end{cases}$$

递归推导出点 (x_i, y_i, z_j) 所对应切线倾角 $\theta_{i,j}$.

由离散点的导数定义可知,该点导数值 $D_{i,j}$ 可表示为函数值增量 Δy 与自变量增量比值 Δx , 公式为 $D_{i,j} = \tan \theta_{i,j} = \frac{\Delta y}{\Delta x}$.

已知第 j 圈过渡截线上第 i 点 (x_i, y_i, z_j) 对应导数值 $D_{i,j}$, 截止第 i 点累计弧长为 is_j , 笛卡儿坐标系下待拟合一阶导数表示为 $C^{(1)}(is_j) = D_{i,j}$. 通过总弧长 S_j , 将对弧长的一阶导数函数 $C^{(1)}(is_j)$ 转化为参数方程下 p 阶 B 样条形式一阶导数函数 $C^{(1)}(u)$, 即 $C^{(1)}(u) = S_j C^{(1)}(is_j) = S_j D_{i,j}$, 其中, $u = \frac{is_j}{S_j}$, $u \in (0,1)$.

根据最小二乘法拟合原理,需在参数 u 处尽可能逼近导数 $D_{i,j}$, 从而得到一阶控制点 $\{P_i^{(1)}\}$. 拟合目标函数表示为

$$f(P_1^{(1)}, P_2^{(1)}, \dots, P_m^{(1)}) = \min_{\{P_i^{(1)}\}} \sum_j (C^{(1)}(u) - D_{i,j})^2.$$

根据一阶控制点 $\{P_i^{(1)}\}$ 表达式可反求 B 样条形式过渡曲线 $C(u)$. 此外,可根据进气道进口关键截线、中间关键截线和进气道出口关键截线上第 1 点坐标 $(x_1, y_1, z_{\text{in}})$, $(x_1, y_1, z_{\text{mid}})$ 和 $(x_1, y_1, z_{\text{out}})$, 利用 Hermite 插值计算得到中间过渡截线的起始点坐标,作为过渡截线起始点 P_0 . 由递推关系

$$P_{i+1} = \frac{U_{i+p+1} - U_{i+1}}{p} P_i^{(1)} + P_i,$$

可确定 B 样条过渡截线 $C(u)$ 控制点.

2.4 基于曲线的张量积 B 样条曲面拟合

根据第 2.2 节的方法,可得到满足一定曲率扩张规律的 B 样条曲线集 $\{C(u)\}$. 利用进气道张量积曲面结构特性,可将基于离散点的曲面拟合方法改写为基于 B 样条曲线的张量积曲面拟合方法.在 B 样条曲面的全局拟合前保留更多的进气道原始语义信息,如曲率过渡曲线、过渡截线信息等,提高方法精确度.

2.4.1 弦长法计算参数 u_i 分布

作为 B 样条曲线拟合方法的关键步骤之一,需给定参数 $\{t_i, u \in (0,1)\}$, 建立参数与待拟合值 $\{Q_{i,j}\}$ 之间的对应关系,使得 $C(t_i) = Q_{i,j}$. 由于参

数的选择影响曲线的形状,不当的参数会导致拟合曲线中间形成凸峰,本文采用弦长法计算待拟合值 $\{Q_{i,j}\}$ 对应的参数 t_i 分布. 设 u 方向上第 j 条 B 样条曲线总弦长计算公式为

$$L = \sum_{i=1}^m |Q_{i,j} - Q_{i-1,j}|.$$

则参数 $\{t_i\}$ 表示为

$$\begin{cases} t_0 = 0 \\ t_k = \frac{\sum_{i=1}^k |Q_{i,j} - Q_{i-1,j}|}{L}, \quad k = 1, 2, \dots, m-1. \\ t_m = 1 \end{cases}$$

2.4.2 根据数据点分布设置节点向量 U

为了更好地建立求解方程组与待拟合点之间的映射关系,根据待拟合数据点分布确定节点向量. 设 $p+1$ 阶曲线上存在 $n+1$ 个待拟合点所对应参数为 $t_0, t_1, \dots, t_n$, 则节点向量 $U = \{u_0, u_1, \dots, u_m\}$ 计算公式为

$$u_i = \begin{cases} 0, & i = 0, 1, \dots, p \\ \frac{1}{p} \sum_{j=i-p}^{i-1} t_j, & i = p+1, p+2, \dots, n \\ 1, & i = m-p, m-p+1, \dots, m \end{cases}.$$

2.4.3 B 样条曲线拟合方法

设待拟合进气道张量积曲面 $S(u, v)$ 在 u, v 方向上阶数分别为 $p+1, q+1$, 则 $S(u, v)$ 可表示为

$$S(u, v) = \sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^n N_{i,p}(u) N_{j,q}(v) P_{i,j} = \sum_{i=0}^m N_{i,p}(u) \left(\sum_{j=0}^n N_{j,q}(v) P_{i,j} \right).$$

已知 u 方向上存在满足曲面 $S(u, v)$ 分布的 $n+1$ 条 B 样条曲线 $\{C_j(u) \mid j \in (0, n)\}$, 则有

$$C_j(u) = \sum_{i=0}^m N_{i,p}(u) Q_{i,j}.$$

如图 4 所示,可将该方向上控制点 $\{Q_{i,j}\}$ 作为 v 方向 B 样条曲线的待拟合值,通过 B 样条曲线拟合方法,得到曲面 $S(u, v)$ 的控制点分布 $\{P_{i,j}\}$, 公式为

$$Q_{i,j} = \sum_{j=0}^n N_{j,q}(v) P_{i,j}.$$

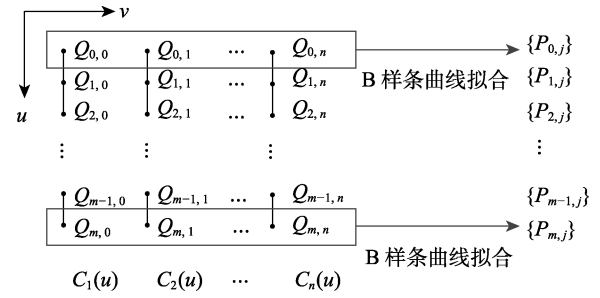


图 4 根据 B 样条曲线 $\{C_j(u)\}$ 拟合 B 样条曲面

3 实验及结果分析

将本文与周慧晨等^[6]提出的基于曲率指导的进气道离散点建模方法(简称文献[6]方法)进行定性与定量比较. 目前,文献[6]方法在国内航空航天领域已被广泛应用,其核心思想是:在给定离散点形式的进气道进口截面、出口截面基础上,计算沿程各横截面的曲率分布,再反推沿程各横截面的几何型线. 实验结果表明,本文方法具有较好的应用价值,为突破国产大飞机设计中的卡脖子问题提供了新思路.

本文方法实现的平台为 Windows 系统,配置 16 核 Intel (R) Core (TM) i9-12900KF, 3.2 GHz CPU, 32 GB 内存;开发环境为 Matlab 2021b,采用 NURBS Toolbox 开源库,交互界面搭建工具为 Matlab App.

3.1 基于 B 样条的交互式进气道建模软件

本文设计了交互式进气道建模软件,可确保计算精度且支持跨平台运行,该软件的界面如图 5 所示. 给定输入参数,可以同时实现基于曲率指导的曲面过渡方法与基于曲率指导的 B 样条曲面生成方法.

交互式进气道建模软件分为关键截线交互和进气道模型展示与调整 2 大模块,它们构成了基于 B 样条的交互式进气道建模系统(简称本文系统). 关键截线交互模块中,设计人员通过点击控制点可生成交互式的 B 样条进气道进口关键截线、中间关键截线和进气道出口关键截线,也可选择导入预先设置的常用关键截线(如类梯形、圆形等),并在此基础上进行修改. 用户只需对曲线左部进行调整,交互式进气道建模软件会自动修改为左右对称的完整封闭 B 样条曲线,从而符合 S 弯进气道的常规曲面结构要求. 此外,用户可对进气道截线的阶数进行选择,通常设置阶数为 4,次数为 3 的 B 样条曲线,在保证曲线 C^2 光滑性能的同时降低计算复杂度.

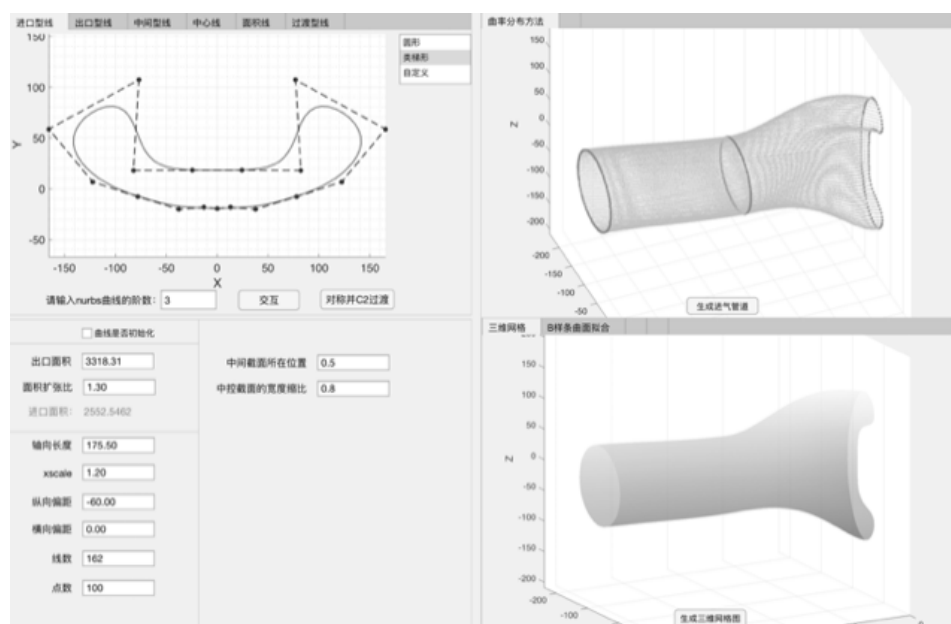


图 5 交互式进气道建模软件界面

3.2 进气道模型展示与调整

利用第 2 节所述方法, 进气道模型展示与调整模块可生成符合关键截线要求的 B 样条结构进气道曲面, 并可通过移动控制点位置实现对曲面结构的修改. 本文系统支持输出多种进气道参数化表达方法, 包括散点图、网格图和 B 样条曲面拟合图, 通过多种表示方法的相互补充, 可对进气道几何构型准确检测. 此外, 在 B 样条曲面展示窗口, 可通过对控制点移动实现对进气道曲面结构的调整, 从而实现根据气动性能分析结果对进气道曲面不断迭代修改流程的简化. 图 6 所示为离散点结构、B 样条曲面结构及其对应控制网格分布.

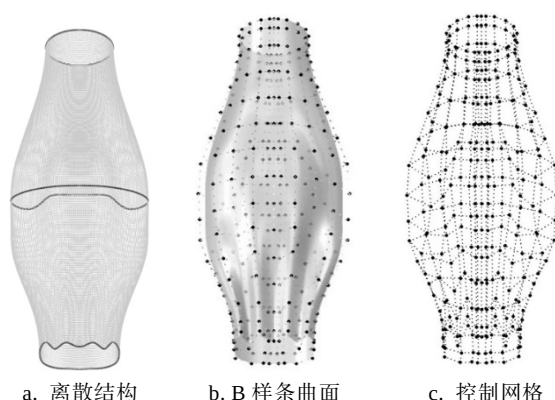


图 6 多种进气道构型展示图

3.3 建模实验结果对比

本文绘制了 4 组具有代表性的关键截线进行实验, 包括常见的类菱形、类三角形、类梯形以及

自定义的复杂构型等, 结果如表 1 所示. 另外, 通过与基于曲率指导的离散结构进气道设计方法比较, 进一步证明该方法可在给定进气道进关键截线口、中间关键截线和进气道出口关键截线的前提下, 实现由曲率指导的进气道截面过渡方法.

3.4 拟合误差对比

为了验证第 2.4 节提出的基于曲线的进气道 B 样条曲面拟合方法有效性, 给定上述相同的进气道参数, 与由离散点拟合为 B 样条曲面的传统方法^[20]进行实验. 设置待拟合 B 样条曲面的 u 和 v 方向上控制点数分别为 36 和 24, 阶数为 4, 节点相同, 并同样对拟合后的曲面在 u 和 v 方向采样 100×162 个离散点.

均方误差(mean-square error, MSE)是较为常见的损失函数, 可预测出计算所得数据和原始数据对应点的误差平方和的均值. MSE 定义为

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2.$$

其中, y_i 表示原始数据; $\hat{y}_i$ 表示计算所得数据.

本文采用 MSE 指标计算拟合前后离散点距离误差大小, 进一步对比文献[6]方法后续拟合所得 B 样条曲面与本文基于曲线的进气道 B 样条曲面误差, 结果如表 2 所示. 可以看出, 与传统方法相比, 本文方法的误差更小, 原因是本文方法根据过渡截线曲率对 u 方向上曲线进行了拟合, 因此在全局拟合前保留了更多的进气道原始语义信息, 如曲率过渡曲线、过渡截线信息等.

表 1 2 种方法的进气道模型效果对比

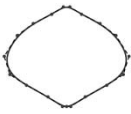
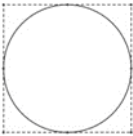
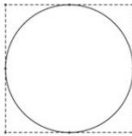
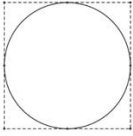
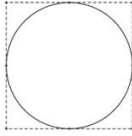
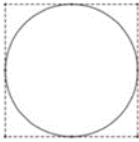
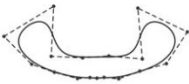
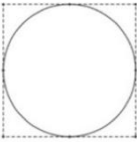
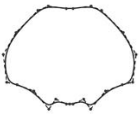
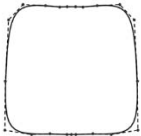
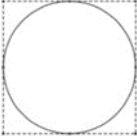
模型		输入			输出	
编号	特征	进口截线	中间截线	出口截线	文献[6]	B 样条
a	类菱形入口截线					
b	类三角形入口截线					
c	类梯形中间截线					
d	自定义构型					

表 2 2 种方法误差对比

模型编号	轴向长度	本文	文献[6]
a	300	1.883×10^3	2.194×10^4
b	400	8.894×10^2	2.196×10^4
c	300	3.244	3.881×10^4
d	400	8.289×10^3	2.195×10^4

虽然本文方法可以尽可能地减少拟合后进气道曲面与拟合前离散点的误差,但其需要计算离散点数量相当的控制点数,且后续对控制点的移动更容易引起曲面凸起等大幅改变,对控制点网络更加敏感.因此,对进气道曲面拟合方法的讨论与优化是有必要的.

3.5 曲面光顺结果对比

曲面光顺性是评价进气道几何性能的重要指标之一,可用于分析曲面各个部分在整体上是否均匀、协调且自然.在实际应用中,由于缺乏一套标准曲率值用作严格的理论评估依据,因此大多

数情境下主要通过人类视觉和感知来评估曲面光顺性水平.这种评估方式涉及观察曲率图、矢量图以及反射线图等可视工具,以判断曲面是否呈现出良好的外观质量^[23-24].

若进气道内外曲面存在一阶、二阶导数不连续易导致流动分离,从而降低总压恢复系数以及增大畸变度.对本文所提出的 B 样条曲面方法与基于曲率指导的进气道曲面过渡方法拟合所得 B 样条曲面光顺性进行比较.结果如图 7 所示.可以看出,本文方法整体曲面光顺性较好;就细节处而言,文献[6]方法出现了明显的台阶效应,存在影响进气道后续气动性能的风险,而本文方法曲线衔接更为自然,曲面质量优势明显.

“斑马线法”是三维造型软件中常用的曲面光顺性评价工具,该方法采用一束交替的黑白光模拟光线直接照射在被测曲面上,形成一系列明暗相间的斑马条纹,通过分析条纹的粗细和均匀性可定性分析曲面的光顺性.为了进一步直观展

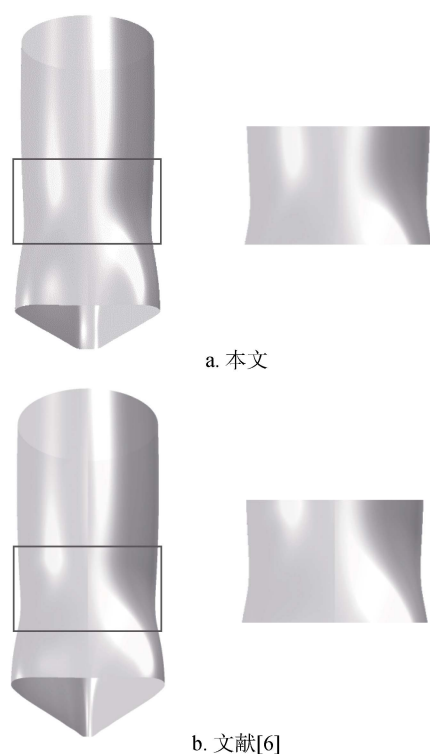


图 7 2 种方法拟合 B 样条曲面拟合效果对比

示曲面光顺性对比, 本文将模型 c 拟合所得的进气道结构转化为 IGES 格式, 并导入 UG 软件计算曲面斑马纹效果, 结果如图 8 所示。

本文方法拟合的进气道结构需要关注曲面封闭处的光顺性, 其曲面截面线连续性通常需满足 C^2 光滑, 相接点具有相同的坐标、切线向量和曲率中心, 即曲率连续。可以看出, 经过 UG 软件中斑马线功能测试, 与文献[6]方法相比, 在给定相同进出口、中间截线情况下, 本文方法所得斑马纹无明显错位及尖锐拐角, 可进一步符合进气道曲面光顺性要求。

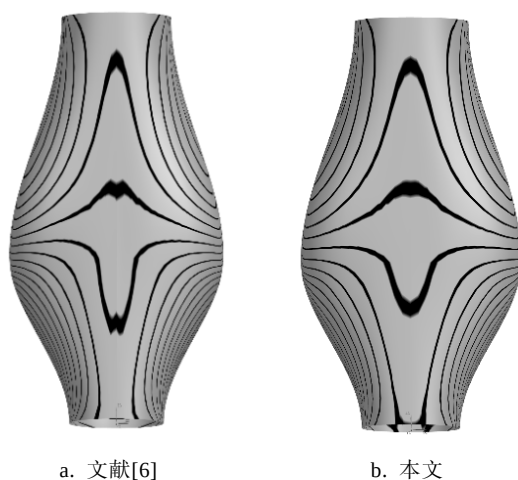


图 8 2 种方法斑马纹对比

4 结 语

针对亚声速 S 弯进气道建模要求, 本文利用基于曲率指导的进气道过渡方法, 即根据关键截线插值得到过渡截线。但该类方法的输入参数限制较大, 不利于用户直观设计, 且后续格式转换流程烦琐。针对上述问题, 本文提出基于曲率指导的 B 样条进气道几何设计方法, 包括基于曲率指导的 B 样条过渡截线生成、张量积 B 样条曲面拟合等方法, 并构建了交互式曲面建模系统。该系统中, 用户可自定义进气道关键截线, 即可生成平滑过渡的进气道曲面结构。实验结果表明, 本文方法在实现直观交互设计的同时, 可以保证所生成的 B 样条曲面结构质量良好, 符合进气道气动性能要求。

目前, 本文方法暂未将 B 样条曲线与进气道所有几何参数直接关联, 仍需通过设置为离散点结构对进气道几何参数进行调整。后续可将进气道面积过渡规律、中心线过渡规律、横向偏距、纵向偏距等几何参数迁移至对进气道 B 样条过渡截线控制点的调整, 实现由 B 样条关键截线至 B 样条曲面结构生成的完整流程; 难点在于保证进气道几何参数精确度的同时, 保留 B 样条形式设计的简洁直观性。未来, 参数化建模基础上可导入有限元仿真软件做进一步分析, 并建立基于进气道总压恢复系数、畸变系数等气动性能指标的优化目标函数; 另一个优化方向是, 将基于 Hermite 插值的过渡截线生成改为基于拉普拉斯方程方法, 计算得到处于平衡态的曲面结构。

参考文献(References):

- [1] Huang Hexia, Sun Shu, Yu Hang, *et al.* Recent progress in subsonic S-shaped inlets[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(12): 2641-2658(in Chinese)
(黄河峡, 孙姝, 于航, 等. 亚声速 S 弯进气道研究的新进展[J]. 推进技术, 2020, 41(12): 2641-2658)
- [2] Huang Chen, Xie Wenzhong, Jing Jianpeng. Design of vortex-controlled serpentine inlet based on NURBS curve[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2355-2363(in Chinese)
(黄晨, 谢文忠, 靖建朋. 基于 NURBS 曲线的涡控蛇形进气道设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(10): 2355-2363)
- [3] Su Jiayin, Li Bo, Tong Jiahui, *et al.* Study on the effect of lip on the performance and drag reduction of diverterless supersonic inlet[C] //Proceedings of the High-Level Forum on Aero-Engine Technology Development (Volume 6). Beijing: CAST Alliance for Aero-Engine Industry and Academy, 2022: 46-54(in Chinese)

- (苏嘉殷, 李博, 童佳慧, 等. 唇口对无隔道超声速进气道性能及减阻的影响研究[C] //第六届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十二届技术交流会暨 2021 航空发动机技术发展高层论坛论文集(第六册). 北京: 中国科协航空发动机产学研联合体, 2022: 46-54)
- [4] El-Sayed A F, Emeara M S. Aero-engines intake: a review and case study[J]. *Journal of Robotics and Mechanical Engineering Research*, 2016, 1(3): 35-42
- [5] Wang Qinglin. Design of super elliptical inlet[J]. *Hongdu Science and Technology*, 1990(4): 1-6(in Chinese)
(王庆林. 超椭圆进气道的设计[J]. *洪都科技*, 1990(4): 1-6)
- [6] Zhou Huichen, Tan Huijun, Li Xiangping. Unique design method of subsonic inlet with complex cross-sectional shape[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(6): 1357-1363(in Chinese)
(周慧晨, 谭慧俊, 李湘萍. 复杂变截面进气道的一种设计方法[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(6): 1357-1363)
- [7] Ning Le. Ground-based simulation method for the flow characteristics of BLI inlet and preliminary experiment[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016(in Chinese)
(宁乐. BLI 进气道流动特性的地面模拟方法和初步实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016)
- [8] Wang Junbo. Application of NURBS method to CAD[J]. *Journal of Shanghai University of Engineering Science*, 1997, 11(4): 25-28+64(in Chinese)
(汪军波. 非均匀有理 B 样条方法在 CAD 中的应用[J]. *上海工程技术大学学报*, 1997, 11(4): 25-28+64)
- [9] Kazula S, Wöllner M, Grasselt D, *et al.* Parametric design study on aerodynamic characteristics of variable pitot inlets for transonic and supersonic civil aviation[J]. *MATEC Web of Conferences*, 2019, 304: Article No.02017
- [10] Kulfan B M, Bussioletti J E. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes[C] // *Proceedings of the 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. AIAA, 2006
- [11] Kulfan B M. Universal parametric geometry representation method[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(1): 142-158
- [12] Lee B J, Kim C. Automated design methodology of turbulent internal flow using discrete adjoint formulation[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2007, 11(2-3): 163-173
- [13] Taskinoglu E S, Jovanovic V, Knight D D, *et al.* Automated design optimization of a submerged inlet[C] // *Proceedings of the 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*. AIAA, 2003: 2003-3926
- [14] Li Yuefeng, Yang Qingzhen, Sun Zhiqiang. Design of super-elliptic S-shaped inlet and analysis of aerodynamic performance[J]. *Computer Simulation*, 2011, 28(3): 82-85+96(in Chinese)
(李岳峰, 杨青真, 孙志强. 超椭圆 S 形进气道的设计及气动性能研究[J]. *计算机仿真*, 2011, 28(3): 82-85+96)
- [15] Wang X, Li T. Optimum design of the inlet port profile of a ramjet extended range projectile[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2020, 1507(8): 082021
- [16] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(3): 408-416
- [17] Slater J W. SUPIN: a computational tool for supersonic inlet design[OL]. [2023-04-19]. <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2016-0530>
- [18] Berra L M, Slater J W, Olcmen S M. Conceptual redesign of the B-1B bomber inlets for improved supersonic performance[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 45: 476-483
- [19] Slater J W. Design factors for two-dimensional, external-compression supersonic inlets[OL]. [2023-04-19]. <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2020-2090>
- [20] Piegl L, Tiller W. *The NURBS book*[M]. New York: Springer, 1997
- [21] Huang Xijun. Some advances in inlet design technology[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1987, (03): 1-5+34 (in Chinese)
(黄熙君. 进气道设计技术的一些进展[J]. *推进技术*, 1987, (03): 1-5+34)
- [22] Li Songchao, Zhao Weitao. Response surface method based on shape-preserving piecewise cubic hermite interpolation[J]. *Aerospace Shanghai*, 2012, 29(5): 45-47+60(in Chinese)
(李松超, 赵维涛. 基于保形分段三次 Hermite 插值的响应面法[J]. *上海航天*, 2012, 29(5): 45-47+60)
- [23] Feng Mei. The improvement of hull form modification method and its application in ship hull optimization[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2020(in Chinese)
(冯梅. 船体曲面变形方法的改进及在船型优化中的应用[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2020)
- [24] Liu Hongmin. Research on 3D surface reconstruction and smoothing[D]. Changchun: Changchun University of Technology, 2015(in Chinese)
(刘洪民. 三维曲面重构及光顺性研究[D]. 长春: 长春工业大学, 2015)