

基于 B 样条的机翼外形参数化方法研究

A Method of Shape Parameterization Based on B-spline for Wing Design

王钢林¹ 刘沛清² / WANG Ganglin¹ LIU Peiqing²

(1. 中航工业航空研究院, 北京 119001; 2. 北京航空航天大学, 北京 100191)

(1. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 119001, China;

2. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要:

描述了基于 B 样条的机翼外形参数化方法在超临界翼型和机翼气动设计中的应用研究。在机翼外形参数化过程中,通过 B 样条曲线插值和拟合型值点生成机翼截面曲线和展向引导线,采用 Coons-Gordon 方法通过自由放样和点阵插值获得 B 样条张量积曲面并进行叠加,进而获得插值于机翼表面曲线网的 B 样条曲面。还运用 CFD 工具对不同机翼放样面的气动性能进行了分析对比。通过研究,B 样条控制点可作为设计变量传递给气动优化程序,采用 B 样条曲线或曲面表达式为各设计变量的线性组合,可以方便快捷获取几何梯度信息。

关键词: B 样条; 参数化造型; Coons-Gordon; 气动优化

中图分类号: V211.41

文献标识码: A

[Abstract] The paper describes the application of B-spline parameterization method on the supercritical airfoil and wing design. Wing section curves and span wise guide lines are generated by B-spline curve fitting and interpolation. Two lofting surfaces and a points-interpolation surface were overlaid by Coons-Gordon method, and bidirectional curve network on wing surface is interpolated. The aerodynamic characteristics of different loft surfaces were compared with CFD analysis. The research results show B-spline control points are passed to aerodynamic optimization process as design variables, and the B-spline expression can be treated as a linear combination of the design variables, which provides an easy access to the geometry gradient information.

[Keywords] B-spline; shape parameterization; Coons-Gordon; aerodynamic optimization

0 前言

超临界机翼设计是大型民用飞机设计的重点,精细而繁多的变量和约束被引入设计工作中,给单纯依赖经验的设计方法带来挑战,自动化的优化设计方法成为一种自然选择。随着多目标多学科优化逐渐兴起,快速精确地生成翼型与机翼形状,并实现参数化造型与优化过程的整合,已成为当前飞行器多目标优化设计中的一个重要问题。使用遗传算法等随机优化方法需要计算大量样本,若采用精度较高的 CFD 模拟方法则总时间成本难以接受。使用梯度优化算法则可大幅提高搜索效率,如离散共轭方法等^[1]先进方法已被应用于各种气动优化

设计平台。在基于梯度的气动优化设计中,为了求解目标函数对设计变量的偏导数^[2],首先需完成气动外形参数化并提取设计变量(如 B 样条函数控制点坐标),而后根据链式求导方法借助 CFD 计算、网格变形等模块进行计算。

B 样条曲线和曲面具有良好的局部控制性质和可微性。在大型飞机增升装置设计中,B 样条曲线还可用于生成多段翼型、运动机构整流罩外形等,相对于传统分段椭圆曲线、抛物线或三次曲线以及型函数法等造型手段,B 样条方法具有高度灵活、适用面广、易于向三维推广等优势,更加适用于计算机优化设计平台中的自动化成型。B 样条曲线可视为 NURBS 曲线的特例。国外已发表研

究结果显示,使用 NURBS 曲线逼近任意翼型,至多需要 13 个控制点便可以达到流场求解器所要求的几何逼近精度。^[3]但因加入控制点的权系数这一组变量,所以 NURBS 曲线逼近的求解过程变得更加复杂,而基于梯度的优化算法的优化效率对设计变量的个数不敏感,亦不追求对初始特定外形的精确逼近。

一些研究者已将 B 样条方法应用于气动优化中^[3-4],但多各表一处,缺乏对气动外形参数化过程中各种 B 样条算法的梳理总结。作者基于 B 样条理论,编写程序实现了气动外形曲线和曲面的拟合、插值等算法,将曲线网蒙面法用于超临界机翼初始设计外形的参数化,以获得优化平台所需的设计变量和梯度信息。

1 B 样条基础

简要介绍本文用到的 B 样条基础知识^[5,8]。设 $U = \{u_0, u_1, \dots, u_{n+p+1}\}$ 是递增的实数序列,则以 U 为样条节点向量的第 i 个 p 次 B 样条基函数 $N_{i,p}(u)$ 由下面的递归形式给出:

$$N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1, & u_i \leq u < u_{i+1} \\ 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (1)$$

$$N_{i,p}(u) = \frac{u - u_i}{u_{i+p} - u_i} N_{i,p-1}(u) + \frac{u_{i+p+1} - u}{u_{i+p+1} - u_{i+1}} N_{i+1,p-1}(u) \quad (2)$$

当计算中出现 0/0 型时约定其比值为 0。

设 $\{P_i | 0 \leq i \leq n\} \subset R^d$ 为平面 $d=2$ 或空间 $d=3$ 内的控制顶点序列,则 p 次 B 样条曲线定义为:

$$C(u) = \sum_{i=0}^n N_{i,p}(u) P_i, u_p \leq u \leq u_{n+1} \quad (3)$$

为了统一记号的方便,本文中除特别注明的情况外,所有节点向量都定义在区间 $[0,1]$ 上,并约定 p 次 B 样条采用式(4)定义的节点向量:

$$U = \left\{ \underbrace{0, \dots, 0}_{p+1 \text{ 个}}, u_{p+1}, \dots, u_n, \underbrace{1, \dots, 1}_{p+1 \text{ 个}} \right\} \quad (4)$$

其中两端的 0 和 1 各出现 $p+1$ 次,目的是使曲线插值首尾控制点 P_0 和 P_n 。

将 B 样条曲线以张量积形式推广,可得 B 样条曲面的表达式:

$$S(u, v) = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m N_{i,p}(u) N_{j,q}(v) P_{ij}, \quad (u, v) \in [u_p, u_{n+1}] \times [v_q, v_{m+1}] \quad (5)$$

2 翼型曲线的 B 样条参数化

2.1 曲线插值和最佳平方逼近

设 $\{\overline{P}_k(x_k, y_k, z_k) | 0 \leq k \leq m\}$ 为给定初始翼型上的 $m+1$ 个型值点,以翼型尾缘为起止点在翼型轮廓线上依序排列。首先,为每一个 \overline{P}_k 指定一个参数值 \overline{u}_k ,常用 \overline{u}_k 的选择方法有均匀参数化、弦长参数化、向心参数化等。其中均匀参数化法适用于数据点多边形各边接近相等的情况,弦长参数化用于数据点按弦长分布不均匀情况,向心参数化方法主要改进了弦长参数化方法在数据点相邻弦线折拐下插值曲线不光顺的缺点。对翼型上的型值点集而言,考虑到翼型头部曲率较大区域附近可能没有足够密集的点分布,选用向心参数化法将明显优于前两种方法。得到每个型值点对应的参数值 \overline{u}_k ,并且选定了节点矢量 U 后,即可建立一个系数矩阵为 $(m+1) \times (m+1)$ 的线性方程组:

$$\overline{P}_k = C(\overline{u}_k) = \sum_{i=0}^m N_{i,p}(\overline{u}_k) P_i \quad (6)$$

$m+1$ 个控制点 P_i 是未知量,通过全局曲线插值,离散的型值点信息被翻译成了具有良好连续性的参数曲线。为保证精确描述翼型几何外形,型值点个数一般不少于 100 个,因此方程组规模较大,控制点数较多,若希望用更少的控制点完成翼型的参数化,可采用最佳平方逼近的方法。

对于三次 B 样条基函数而言,记为:

$$N_j = (N_{j,3}(\overline{u}_0), N_{j,3}(\overline{u}_1), \dots, N_{j,3}(\overline{u}_m))^T, (j = 0, 1, \dots, n)$$

$$A = [N_0, N_1, \dots, N_n]$$

$$y = (\overline{P}_0, \overline{P}_1, \dots, \overline{P}_m)^T$$

$$c = (P_0, P_1, \dots, P_n)^T,$$

其中 $\{\overline{u}_k\}$ 为使用向心参数化法得到的型值点集 $\{\overline{P}_i(x_i, y_i, z_i) | 0 \leq i \leq m\}$ 对应的节点集,则由法方程

$$A^T A c^* = A^T y \quad (7)$$

确定的

$$c = c^* = (P_0^*, P_1^*, \dots, P_n^*)^T$$

使得式(3)成为型值点集 $\{\overline{P}_i(x_i, y_i, z_i) | 0 \leq i \leq m\}$ 的一条最佳平方逼近 B 样条曲线。图 1 展示了对弦长为 4 300mm 的超临界翼型(目标翼型)上 155

个型值点的拟合情况。使用 13 个控制点拟合的曲线在翼型的气流加速段具有明显的目视误差,控制点过少会导致表达能力下降,影响气动优化过程中可行域分布。31 个控制点拟合曲线与目标曲线已基本重合。使用型值点集与曲线上对应点集的距离和来表征各曲线对目标翼型的拟合精度,增加控制点个数后拟合精度得到改善。如图 2 所示。当控制点数大于 50 时,各型值点平均拟合误差和最大局部误差可以控制在翼型弦长的 10^{-4} 量级,考虑到算法的经济性,没有必要采用更多数量的控制点,否则可直接采用全局插值方法。

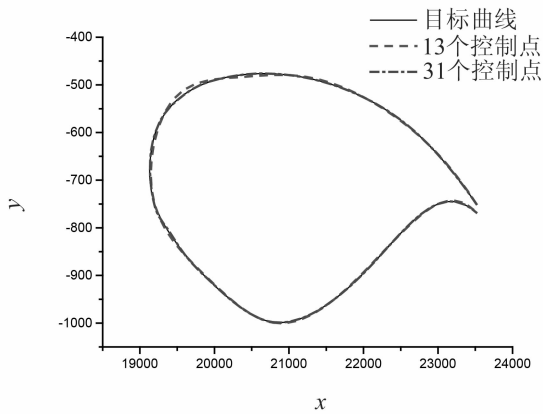


图1 目标曲线与 B 样条拟合曲线(分别有 13 和 31 个控制点)

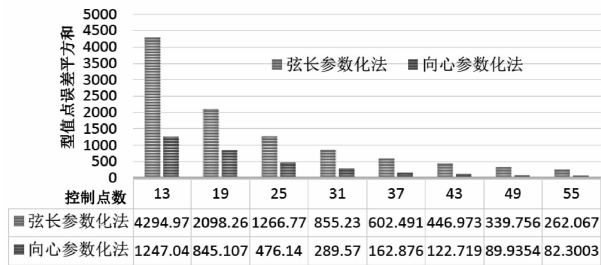


图2 弦长参数化法和向心参数化法拟合曲线在不同控制点数下的误差平方和对比

在一定精度范围内,几何精度更高不代表气动性能更加接近。诸如局部最大误差、头部曲率半径、切线或曲率连续性等几何参数对翼型在不同飞行条件下的气动性能都有重要影响。使用 RANS-CFD 数值模拟方法计算不同翼型在巡航状态下的升阻力系数,计算用四边形结构网格数量约 4 万,圆形计算域半径约 100 倍翼型弦长。计算网格如图 3 所示,计算结果见表 1。

表 1 不同拟合方案与目标翼型的升阻力系数和升阻比 ($\alpha = 2^\circ, Ma = 0.71, Re = 6.5 \times 10^6$)

	目标翼型	13 个控制点	31 个控制点	55 个控制点	带插值约束
C_l	0.836	0.854	0.839	0.838	0.832
C_d	0.022 2	0.028 3	0.022 4	0.022 0	0.022 7
C_l/C_d	37.7	30.2	37.4	38.1	36.7

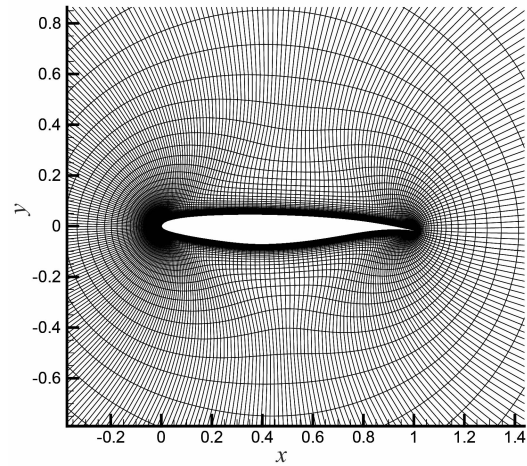


图3 翼型附近的计算网格

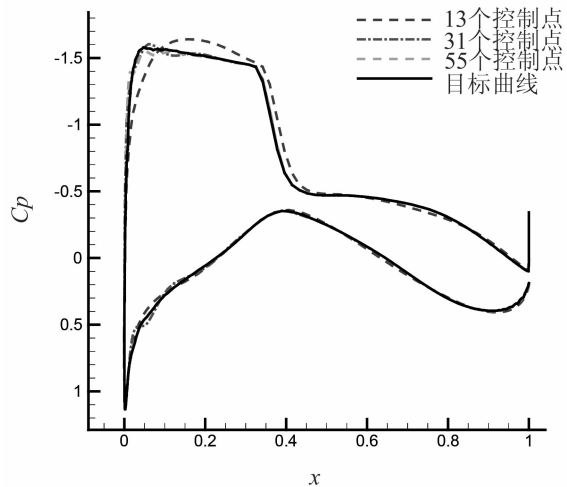


图4 不同控制点个数的拟合曲线与目标翼型表面压力系数对比

图 4 对比了部分翼型的表面压力系数分布。目标翼型上翼面超音速区压力系数平顺,13 个控制点的拟合曲线由于上翼面外形不够饱满,翼型上最大负压位置和激波位置略向后移,贡献了更多的升力,但阻力系数增大,使得升阻比明显低于

其他翼型。使用 31 个控制点拟合得到的翼型升阻力系数更加靠近目标翼型,但是压力系数曲线具有局部波动。因为三次 B 样条曲线是能确保整体二阶导数连续的,所以压力系数的波动是由于曲率的波动导致的。随着控制点数增加,节点间距离靠近,抑制了局部曲率变化对拟合精度的影响,使用 55 个控制点后压力系数曲线波动幅度减弱。

2.1 带约束的曲线拟合

式(7)求得的最佳平方逼近解可视为求解一个以最小二乘为优化目标的无约束优化问题的最优解。若需曲线在拟合 $\{\bar{P}_i\}$ 的同时插值 $\{\bar{P}_i\}$ 的一个子集

$$s = (\bar{P}_{k_0}, \bar{P}_{k_1}, \dots, \bar{P}_{k_s})^T (0 \leq s \leq n)$$

则问题转化为求解带 S 个插值约束条件的优化问题。

记点集

$$s = (\bar{P}_{k_0}, \bar{P}_{k_1}, \dots, \bar{P}_{k_s})^T (0 \leq s \leq n)$$

所对应的参数集为 $\{u_{k_i}\}$ 。定义 Lagrange 乘数向量

$$\lambda = (\lambda_0, \lambda_1, \dots, \lambda_s)^T$$

并令

$$L(c, \lambda) = \sum_{i=0}^m \left[\sum_{j=0}^n P_j N_{j,3}(u_i) - \bar{P}_i \right]^2 + \sum_{i=0}^s \lambda_i \left[\sum_{j=0}^n P_j N_{j,3}(u_{k_i}) - \bar{P}_{k_i} \right] \quad (8)$$

分别令式(8)对 $P_i (i=0, 1, \dots, n)$ 和 $\lambda_j (j=0, 1, \dots, s)$ 的各偏导数等于 0, 将得到的线性方程组整理后得:

$$\begin{pmatrix} \mathbf{A}^T \mathbf{A} & \mathbf{B}^T \\ \mathbf{B} & \mathbf{O} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{C}_s^* \\ \lambda \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{A}^T \mathbf{y} \\ \mathbf{s} \end{pmatrix} \quad (9)$$

方程组(9)仍然是对称的,其中矩阵 \mathbf{A} 和 \mathbf{y} 与式(7)中相同, \mathbf{B} 为 $(s+1) \times (n+1)$ 阶矩阵,由 $\{u_{k_i}\}$ 代替构造矩阵 \mathbf{A} 时的参数集 $\{u_i\}$ 得到。求解方程组(9)得到的控制点集 $\mathbf{c} = \mathbf{c}_s^* = (P_{s_0}^*, P_{s_1}^*, \dots, P_{s_n}^*)^T$ 成为带插值约束的曲线拟合问题的解。

在原拟合问题上添加插值约束为局部形状控制带来方便,但需要添加与约束条件同等数量的控制点使方程组封闭。在控制点个数足够多时,添加插值约束后整体拟合精度基本不变,但是会导致局部曲率波动增大。在使用 31 个控制点拟合的情况下,相对于无约束的拟合效果,添加约束后拟合翼

型的升阻力系数与目标翼型的差别略有增加(见表 1)。通过适当增加控制点,联合应用曲线拟合、插值以及切线约束等方法,可以更好地照顾对于局部精度的要求。在插值约束的同时可进一步增加曲线端点处的切向约束,以精确刻画翼型尾缘厚度与切角。但如非必要,为最佳平方逼近施加过多的约束条件是得不偿失的。一方面,添加约束条件会带来计算成本的增加;另一方面,插值约束对整体逼近造成干扰,使得难以对“不纯粹”拟合方法的拟合精度做出合理预期

在使用基于梯度优化算法的进行翼型优化设计时,在完成对初始外形的参数化后,选用 B 样条曲线控制点坐标作为设计变量,此时 B 样条曲线可视为关于设计变量的线性表达式,则求解几何外形对设计变量的梯度变得非常方便。对于 B 样条曲面来说情况是类似的,所以易于向三维情形推广,这也是 B 样条几何表示方法在先进的气动优化研究中获得关注和应用的原因。

3 机翼的 B 样条参数化造型

3.1 B 样条曲面自由放样

翼型参数化是机翼参数化的基础,在完成若干展向截面线的二维参数化后,下一步即需要生成机翼曲面,以在展向的相应位置插值各个截面线,即通常说的放样。对于 CAD 软件而言,放样方法被普遍采用,且被认为最适用于交互设计^[7]。当能够用 B 样条曲面来完成放样时,便完成了机翼的 B 样条参数化。

一般的,若截面线个数为 $r+1$, 给出各截面线对应的机翼放样曲面展向位置参数 $\{v_k\}$ 和曲面 v 方向节点向量 $V = \{v_j\}$ 后,第 $k+1$ 条截面线可表示为:

$$C_k(u) = S(u, v_k) = \sum_{i=0}^n \sum_{k=0}^r N_{i,p}(u) N_{k,q}(v_k) R_{k,i} = \sum_{i=0}^n N_{i,p}(u) \left(\sum_{k=0}^r N_{k,q}(v_k) R_{k,i} \right) \quad (10)$$

截面线控制点是已知的,又可表示为

$$P_{k,i} = \sum_{k=0}^r N_{k,q}(v_k) R_{k,i} \quad (11)$$

解出曲面控制点 $P_{k,i}$, 即得到机翼放样曲面:

$$S(u, v) = \sum_{i=0}^n \sum_{k=0}^r N_{i,p}(u) N_{k,q}(v) R_{k,i} \quad (12)$$

传统飞机设计受制于图形理论、计算机技术和

制造工艺的限制,主要采用直纹曲面生成机翼外形。图5是两截面间的放样。更多的截面线意味着可以选择更高阶的B样条曲面进行放样,但 v 方向B样条基函数次数应满足 $q \leq r$ 。现代大型运输机采用的超临界机翼为满足巡航性能需求,采用复杂的非线性曲面,且机翼尾缘存在弯折,简单的线性放样方法已不适用。图6所示为一个截掉了翼梢小翼和翼根鼓包的超临界机翼,由曲线网的形式呈现,如果选择对其展向共七条截面线进行放样(三次B样条),得到的结果如图7所示。

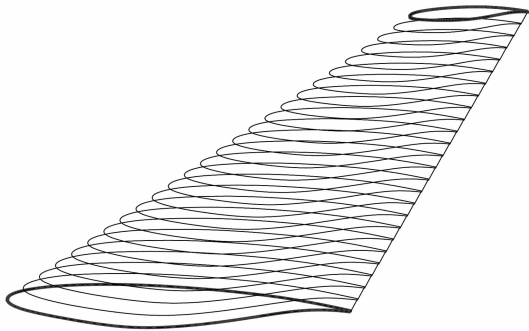


图5 两截面间的自由放样曲面

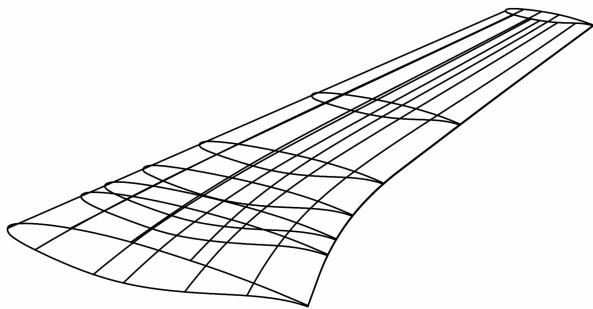


图6 超临界机翼表面曲线网

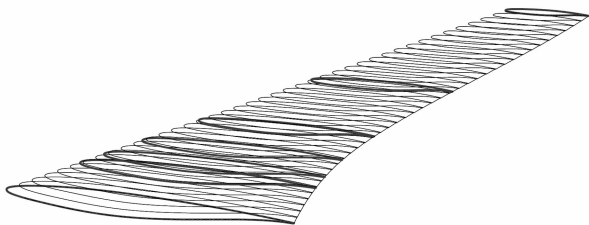


图7 超临界机翼截面间的自由放样

图8中显示放样得到的机翼尾缘外侧曲线向后突出,与实际平直的尾缘形状不符。这是由于采用三次B样条进行放样时机翼转折处附近截面位置的变化影响了外侧的放样形状。解决方法有两个:(1)在机翼转折附近增加两到三个截面以屏蔽掉转折信息的展向传递;(2)使用曲线网蒙面法,添加引导线约束曲面的轮廓。

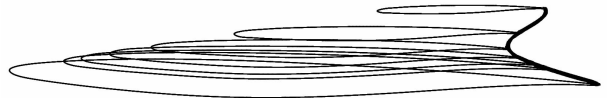


图8 自由放样机翼的尾缘弯折现象

3.2 曲线网蒙面法的实现

本节将曲线网蒙面算法^[8]应用于带引导线的曲面放样,完成机翼外形的参数化表达,以便于向优化平台传递设计变量和变形的梯度信息。图9是基于某型飞机翼型和机翼平面形状初始设计由CAD软件导出的双向曲线网,由 $r+1=7$ 条截面线(u 曲线于弦向)和 $s+1=11$ 条引导线(v 曲线于展向)组成。分别记:

$$C_k(u) = \sum_{i=0}^n N_{i,p}(u) P_{k,i}, k = 0, \dots, r$$

$$C_l(v) = \sum_{j=0}^m N_{j,q}(v) P_{l,j}, l = 0, \dots, s \quad (13)$$

为表示截面线和引导线的B样条曲线向量,其中每个参数式通过最佳平方逼近得到,且满足插值曲线交点和端点切向约束条件,算法已在上文给出。

需指出的是,对所有截面线(或引导线)进行拟合时,要统一以曲线上交点为界分段进行型值点位置的参数化,以使任意一条截面线(或引导线)在与同一条引导线(或截面线)的交点位置的参数值相等,本文称之为“参数一致化规定”。

双向曲线网的曲面插值通过对三张曲面进行布尔运算得到。首先忽略引导线,考虑使用所有截面线生成自由放样曲面 $L_1(u, v)$ 。 u 方向节点向量与 $C_k(u)$ 相同, $\{v_k\}$ 代表各截面线对应的机翼展向位置参数。与无引导线放样算法不同,在带引导线放样中, $\{v_k\}$ 需要满足参数一致化规定。而后确定曲面 v 方向节点向量,最后得到放样面。

$$L_1(u, v) = \sum_{i=0}^n \sum_{k=0}^r N_{i,p}(u) N_{k,q}(v) \mathbf{R}_{k,i}^{L_1} \quad (14)$$

使用三次 B 样条得到的结果已经在图 7 给出。为便于观察,图中选择各个曲面上三条截面线和五条引导线位置的曲线进行显示,以对比各个曲面对双向曲线网和控制点阵的插值情况(原曲线网用虚线表示,实线为曲面在相应位置的截线,实线覆盖虚线即表示曲面插值曲线)。图 9(a)中,曲面 L_1 插值所有截面线,而由于放样时未考虑引导线的存在,故曲面 L_1 在引导线位置存在偏差。类似地有所有引导线生成的自由放样曲面,如图 9(b)所示,曲面插值所有引导线,由于未考虑截面线,所以在截面线位置存在较大偏差。

$$L_2(u, v) = \sum_{l=0}^s \sum_{j=0}^n N_{l,p}(u) N_{j,q}(v) \mathbf{R}_{j,l}^{L_2} \quad (15)$$

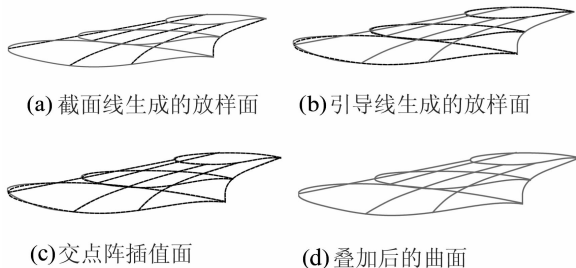


图 9 每个方向的放样面、交点阵插值面和叠加后的曲面对部分引导线和截面线的插值情况

下一步,构造曲面 $T(u, v)$ 以插值所有的曲线网交点 $Q_{l,k}$ 。不妨先构造 $r+1$ 条曲线分别插值每截面线上的各 $s+1$ 个交点,此曲线插值问题可作为式(6)的一个应用加以解决。而后依式(10)~式(12)所述方法得到一个放样面,此曲面插值于曲线网交点阵,但不插值各条曲线(图 9(c))

$$T(u, v) = \sum_{k=0}^r \sum_{l=0}^s N_{l,p}(u) N_{k,q}(v) \mathbf{R}_{k,l}^T \quad (16)$$

$L_1(u, v)$ 、 $L_2(u, v)$ 和 $T(u, v)$ 是定义在不同的节点向量上,通过节点加密使得 $L_1(u, v)$ 、 $L_2(u, v)$ 和 $T(u, v)$ 在 B 样条意义下是兼容的,即定义在相同的节点向量上,且有相同规模的控制点阵(有关节点插入和加密的实现方法,参见文献[8]),将以上三个曲面做布尔运算,用两个放样曲面之和减去一个插值点阵曲面,所得曲面即为要求的曲线网插值面 $S(u, v)$,即,

$$S(u, v) = L_1(u, v) + L_2(u, v) - T(u, v) \quad (17)$$

$S(u, v)$ 的控制点 $\mathbf{R}_{j,i}$ 可以由下式来计算:

$$\mathbf{R}_{j,i} = \mathbf{R}_{j,i}^{L_1} + \mathbf{R}_{j,i}^{L_2} - \mathbf{R}_{j,i}^T \quad (18)$$

$S(u, v)$ 被称作 Gordon 曲面,本节实现的曲线网蒙面法称为 Coons-Gordon 造型方法^[7-8]。最终,曲线网插值面以 B 样条参数曲面的形式存在,其控制点可作为设计变量传递给优化平台,其空间坐标可供后续模块完成 CFD 前处理, B 样条曲面的导数可作为外形梯度信息供优化算法调用。

3.3 不同放样面对比分析

用上文描述的方法分别在图 6 所示截面间完成自由放样、带前后缘引导线(共 3 条)放样和带全部 11 条引导线放样,以生成 B 样条曲面表示的机翼外形曲面。本节采用 CFD 数值分析方法,模拟上述三个机翼在巡航状态下的流场,对比不同引导线放样面的几何外形和气动系数。计算用六边形结构网格数量约 250 万,如图 10 所示。计算边界与机翼距离:弦向大于 40 倍弦长,展向大于 10 倍展长,上下大于 40 倍弦长。来流条件: $Ma = 0.785$, $Re = 2.5 \times 10^7$ 。

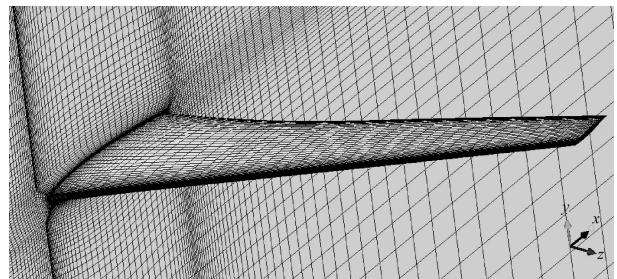


图 10 机翼附近的网格

表 2 是计算得到的三个机翼放样面在 1° 、 2° 和 3° 时的升阻力系数和升阻比,气动系数参考平均气动弦长为 4.254m,参考面积 63m^2 。自由放样得到的机翼在各迎角下的升力系数和阻力系数均比其他两个机翼高约 1%~2%。3 条引导线放样得到的机翼升力系数最小,升阻比最小。11 条引导线放样得到的机翼在各个迎角下具有最小的阻力系数和最大的升阻比。

自由放样得到的机翼平面形状与带引导线放样得到的外形略有差异,主要表现为自由放样曲面尾缘外侧位置存在局部外凸,如图 11 所示(亦如图 8 所示)。因此,考虑到自由放样机翼实际上具有更大的机翼面积,根据表 2 可以认为 11 条引导线放样

表 2 三个机翼放样面的升阻力系数和升阻比

迎角 $/\circ$	自由放样			3 条引导线放样			11 条引导线放样		
	C_l	C_d	C_l/C_d	C_l	C_d	C_l/C_d	C_l	C_d	C_l/C_d
1	0.281 8	0.010 60	26.58	0.276 9	0.010 49	26.40	0.278 2	0.010 45	26.62
2	0.373 2	0.014 06	26.54	0.367 5	0.013 91	26.42	0.369 1	0.013 86	26.63
3	0.467 9	0.019 58	23.90	0.460 7	0.019 33	23.83	0.462 7	0.019 27	24.01

得到的机翼巡航状态下的气动性能更好。为便于进一步分析,沿机翼展向(图示外露展长为 b),各放样截面之间,自内而外分别在 $7\% b$ 、 $17\% b$ 、 $23\% b$ 、 $32\% b$ 、 $50\% b$ 、 $80\% b$ 共六个位置截取剖面,以对比各机翼曲面在截面位置的几何外形和表面压力系数。截面位置标示在图 11 中。

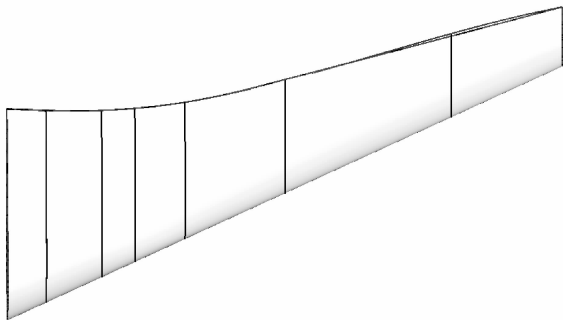


图 11 自由放样和带引导线放样机翼平面形状对比

图 12 ~ 图 14 为图 11 所示各截面外形和表面压力系数对比。

如图 12 所示, $7\% b$ 位置处, 11 引导线曲面的截线上翼面最高位置相对较低, 因而上翼面压力形态比较平缓, 而下翼面最低位置附近相对突出, 正压力系数略小; 自由放样面截线最大厚度位置和激波位置略靠后, 是其升力系数的贡献因素。 $7\% b$ 截线位置靠近翼根, 机翼展向变化梯度较大, 自由放样和不同引导线放样对外形的引导和约束比较明显, 使得附近截面外形存在差异。

如图 13 所示, 在 $17\% b$ 、 $23\% b$ 、 $32\% b$ 位置, 三个曲面的截线外形没有明显差别, 原因是这一段区域展向变形已经趋于平缓, 且附近布置了四个放样截面, 密集的放样截面提供了更多的几何约束, 引导线对外形的改变已不明显。另外, 虽然中间的两个截面外形差别不大, 但自由放样面激波位置偏后这一现象在所有截面位置都存在, 这可能是在展向受到外侧截面激波位置偏后的影响, 如图 14 所示。

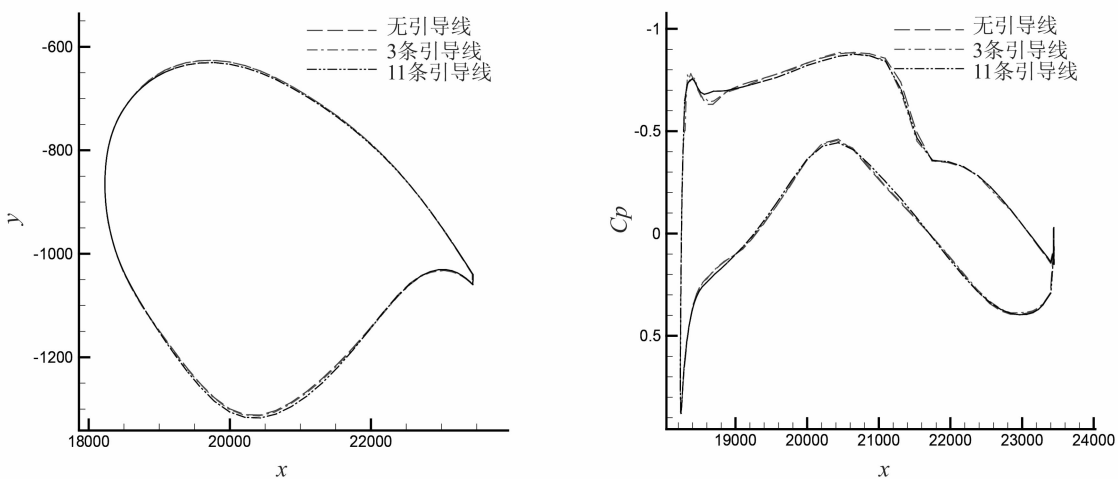


图 12 $7\% b$ 处截面外形和表面压力系数对比

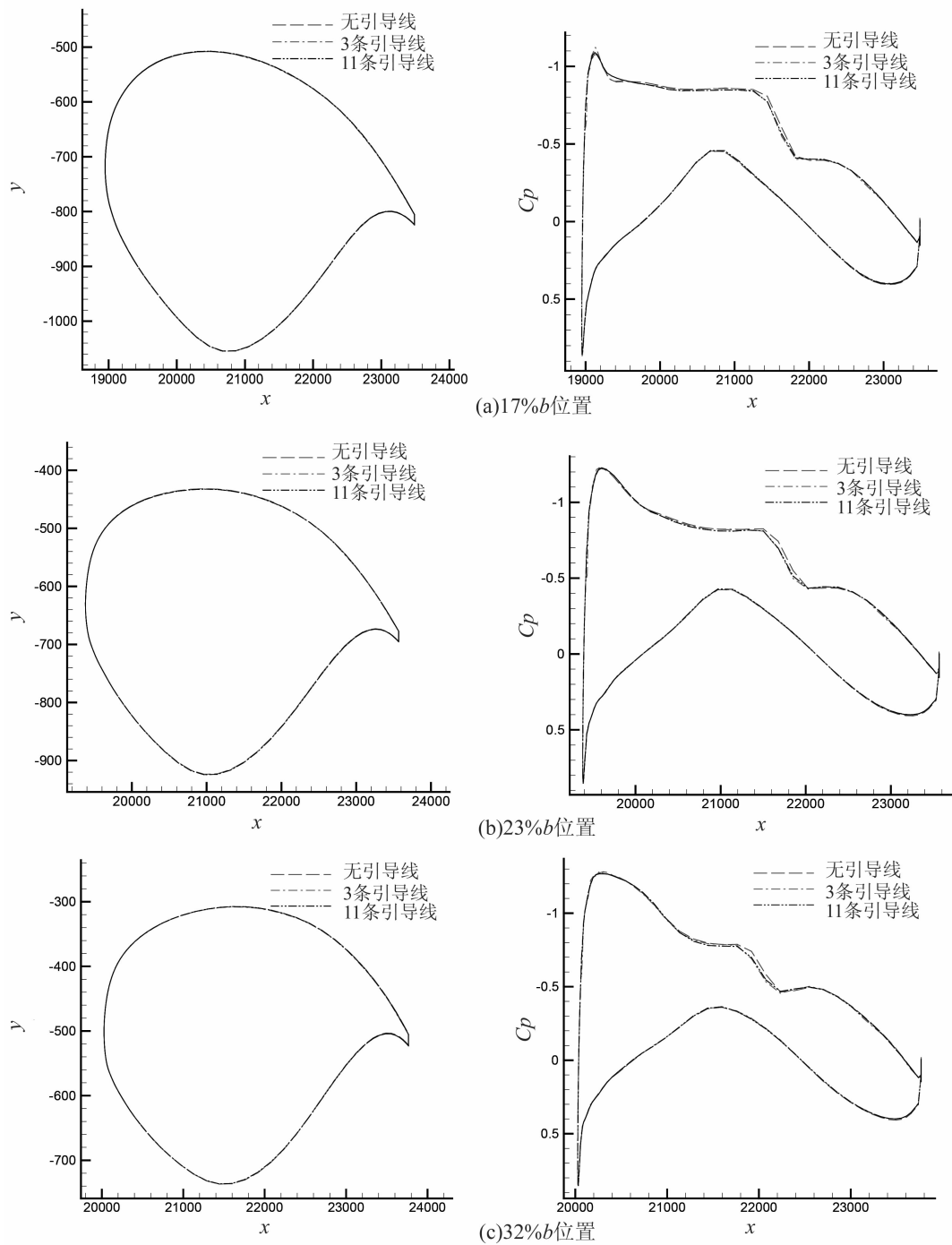


图 13 三个截面外形和表面压力系数对比

如图 14 所示,在 $50\%b$ 位置,自由放样面截面翼型厚度在下翼面略减小,弦长也小于其他两个翼型。结合图 11 中的机翼平面形状来看,自转折位置向后,由于提供的放样截面少、间隔大,前文已经指出,自由放样曲面的尾缘发生弯折。发展至 $80\%b$ 位置,自由放样面截面弦长明显增加,翼型厚度明

显增大,翼型后部变化明显,上翼面负压力系数增加,下翼面正压力系数减小。不同于翼根附近,在机翼展向外侧,几何变化呈现出明显的线性特征,所给翼面引导线也近似直线,因此,在保持前后缘外形相同的情况下,使用 11 条直引导线与只用 3 条引导线的放样效果几乎相同。

引导线的布置直接影响到各截面型值点对应的参数值和任意展向截面上节点参数的分布形态。反映到机翼的三维设计中,在不同展向位置

上,翼型变形和扭转可产生丰富的外形变化,但需要对放样效果进行更精细的控制以得到最优的气动外形。

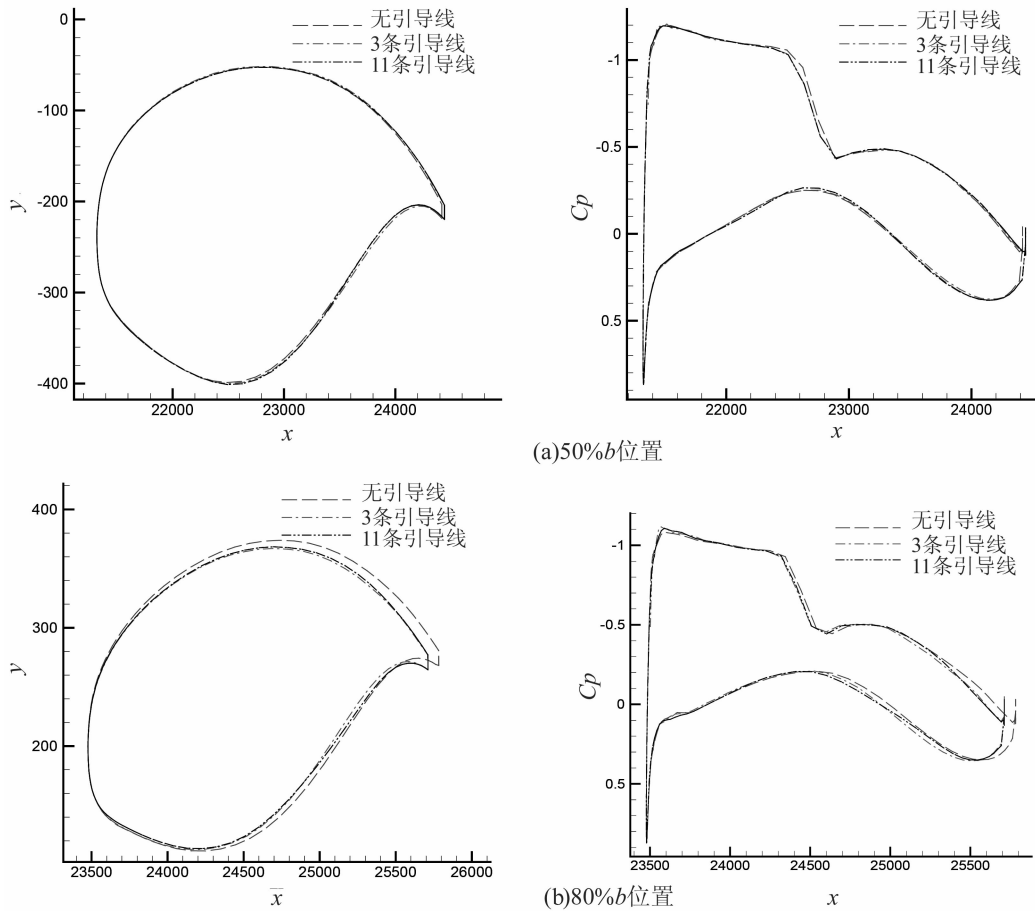


图 14 两个截面外形和表面压力系数对比

4 结论

本文根据基于梯度优化算法气动优化程序对几何参数化造型和求解外形梯度信息的需求,选择具有良好局部控制性和几何外形表达能力的 B 样条方法,对 B 样条曲线带约束拟合、B 样条自由放样法以及基于 B 样条曲面的 Coons-Gordon 曲线网蒙面法等造型方法在翼型和机翼参数化造型中的应用进行了研究。

对于一般的超临界翼型而言,使用 30 ~ 50 个控制点可使得对型值点的最大拟合误差控制在翼型弦长的 10^{-4} 量级。将要求局部插值的曲线拟合问题视为带约束条件的优化问题加以解决,可以在不大量增加控制点情况下做到在造型时对局部形状严格控制。B 样条曲面自由放样算法是二维参数化向三维参数化过渡的桥梁。超临界机翼的非线性

外形使其有别于传统直放样机翼,用 Coons-Gordon 曲线网蒙面法复现了某型飞机超临界机翼曲面。增加机翼前后缘和翼面引导线可以有效约束和引导机翼曲面的空间轮廓和表面脉络。

B 样条方法具有良好的控制能力和交互性能,且便于实现和几何文件的信息转换。在完成初始外形的参数化后,B 样条曲线或曲面控制点可以直接作为气动优化的设计变量,B 样条参数式成为设计变量的线性表达式,简化了气动优化中梯度信息的传递和计算。B 样条方法可以运用于更复杂的气动外形参数化造型中,例如可以向翼梢小翼、翼根鼓包、发动机短舱甚至飞翼等进行推广,并进行气动精度与几何精度的综合研究。另外,作者认为用 NURBS 方法完成参数化是今后最有希望的选择之一,但是需要克服三维造型时算法的改进和实现问题。

参考文献:

[1] Nield B N. An overview of the Boeing 777 high lift aerodynamic design [J]. Aeronautical Journal, 1995, 99 (989): 361 - 371.

[2] Samareh J A. Survey of shape parameterization techniques for high-fidelity multidisciplinary shape optimization [J]. AIAA journal, 2001, 39(5) : 877 - 884.

[3] Hatanaka K, Obayashi S, Jeong S. Application of the variable-fidelity MDO tools to a jet aircraft design [C]. The 25th International Congress of the Aeronautical Science, 2006.

[4] Jé, r-iuiml, Lé, et al. Optimized nonuniform rational B-spline

geometrical representation for aerodynamic design of wings [J]. AIAA journal, 2001, 39(11) : 2033 - 2041.

[5] 罗钟铉, 孟兆良, 刘成明. 计算几何——曲面表示论及应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2010.

[6] 颜庆津. 数值分析 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.

[7] Woodward C D. Skinning techniques for interactive B-spline surface interpolation [J]. Computer-Aided Design, 1988, 20(8) : 441 - 451.

[8] Piegl L A, Tiller W. The NURBS book [M]. Springer, 1997.

(上接第5页)

机进入回收阶段, 退役飞机的复合材料比例越来越高, 复合材料回收再利用技术的发展迫在眉睫。

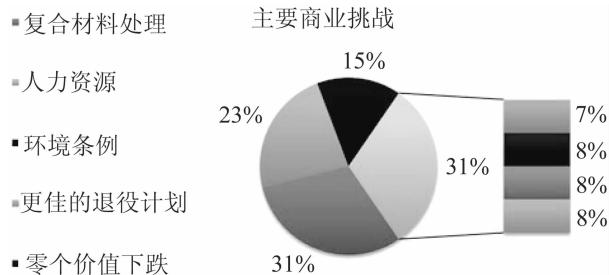


图5 飞机拆解行业未来的挑战

2) 行业内人力资源的短缺(23%)

目前已经有不少公司通过将飞机拆解业务外包给其他公司来解决这一问题。但如果这一问题得不到根本解决, 这些飞机拆解公司的发展将会在接下来的几年中面临瓶颈。

3) 环境条例(15%)

报废飞机含有铅、镉、六价铬等有害金属, 有关部门可能将对飞机材料中有害金属的含量作限制, 并鼓励使用新材料替代这些有害金属, 这将使含有这些有害金属的飞机零部件循环使用的难度增加。

4 结论

对主制造商而言, 飞机拆解不仅意味着可以分一杯羹, 其他方面也大有可为:

1) 深化对飞机产品的理解。飞机拆解是整个产品全生命周期中非常重要的一个环节, 不仅仅关

系到退役飞机材料的回收利用。主制造商参与拆解, 通过信息反馈对新产品最初的设计和制造过程产生重要影响, 为今后设计出更利于回收利用的机型提供了帮助。

2) 深化对产品价值的理解。飞机的价值包括使用价值、残值及残值的处置。飞机残值和资产折旧率对飞机租赁、销售有着重大影响。借助技术、航材、配件方面的优势, 主制造商介入残值处理环节, 可为客户提供保障, 另一方面也能促进飞机的销售。

3) 提供新的盈利点。通过开展飞机拆解业务, 可以循环使用高质量的二手飞机零件, 降低售后服务的成本。在满足自身航材需求的同时, 还可以与航空公司等相关方合作, 增加新的盈利点。同时, 还能拉动周边产业, 如飞机维护维修、部件乃至整机改(组)装、航空物流、技术交流和培训、针对飞机残值的金融产品等。

参考文献:

[1] <http://www.aels.nl/facts-figures/disassembly-vs-dismantling>, 2015.

[2] AFRA, Team SAI. State of the Aircraft Dismantling & Recycling Business [R]. Team SAI, 2014.

[3] 张玲. 飞机拆解与再利用研究进展 [J]. 再生资源与循环经济, 2014, 7(11) : 25 - 27.

[4] <http://www.afraassociation.org/Aircraft Recycling Directory.cfm>, 2015.