基于直接控制 FFD 参数化方法的跨声速层流翼身组合体稳健性设计

李静, 高正红*, 赵轲

西北工业大学翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072

* E-mail: zgao@nwpu.edu.cn

收稿日期: 2014-07-19; 接受日期: 2014-11-19

国家自然科学基金(批准号: 11372254)和国家重点基础研究发展计划(批准号: 2014CB744804)资助项目

摘要 自由变形技术(FFD)技术不是对几何外形的直接操作, 进行精细化设计时需引入高阶 FFD 控制体, 针对其在参数化几何外形时的局限性, 开展了直接控制 FFD 参数化方法的研究. 通过对基础外形典型剖面进行扰动, 将扰动量通过参数识别反映到 FFD 控制节点上, 反求控制节点的位移, 有效地降低了高阶 FFD 控制体进行三维外形参数化时设计变量的个数, 并且将典型剖面参数化与三维外形灵活结合, 更具物理直观性. 运用此参数化方法结合四元数网格变形技术, 采用 $\gamma - \overline{\text{Re}}_{\theta t}$ 转捩模型进行边界层数值转捩模拟, 多种群协作粒子群算法以及自适应采样技术构建稳健性优化设计系统, 运用该系统对于跨音速层流翼身组合体进行了稳健性设计, 设计结果表明, 优化后的翼身组合体在马赫数不确定性范围内不仅可以保持大范围的层流区域, 还可以控制激波缓慢发展, 具有较好的稳健性.

关键词

MCPSO

四元数

Kriging 模型

$\gamma - \overline{\text{Re}}_{\theta t}$ 转捩模型

稳健性设计

FFD

1 引言

飞行器气动外形优化中有三个关键技术: CFD 数值模拟技术、气动外形参数化方法以及优化搜索算法. 其中, 参数化模型不仅直接影响优化搜索的设计空间, 参数化方法的选择对设计结果产生了直接影响, 也决定了所生成外形的光顺程度.

Sederberg 和 Parry^[1]于 1986 年提出的自由变形方法(FFD)以其强大的变形能力、完美的几何连续性、光滑性已经被广泛用在三维复杂外形参数化中, 黄江涛等人^[2,3]利用 FFD 技术对层流翼型以及融和式翼梢小翼进行了优化设计, 王丹等人^[4]基于 FFD 方法对

NACA0012 翼型和 DLR-F4 翼身组合体翼根整流包进行了减阻优化设计, 这些优化设计都取得了很好的效果. 但 FFD 方法存在一定的局限性: 首先, FFD 方法只是实现变形的一种工具, 与物体本身并无直接关系, 物体的变形并不与控制顶点的位置改变保持一致, 难以准确控制物体的形状; 其次对控制顶点的操作并非总能得到所希望的物体上变形, 难以准确控制物体上点的位移; 最后, 实现复杂形体的变形时, 需要引入更多的控制顶点, 导致过多的设计变量, 增加了操作的难度. 因此, 本文发展了一种可直接控制的空间 FFD 三维外形参数化方法, 该方法的原理如下: 首先指定待变形几何外形表面指定点的位移, 接

引用格式: 李静, 高正红, 赵轲. 基于直接控制 FFD 参数化方法的跨声速层流翼身组合体稳健性设计. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 964–974
Li J, Gao Z H, Zhao K. Robust design of transonic laminar wingbody configuration based on direct manipulated FFD technique (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 964–974, doi: 10.1360/N092014-00158

着反求出相关控制顶点的位置变化, 最后将 FFD 控制框架作为变形工具计算物体上其他点的位移, 实现整个几何外形的变形.

民用飞机巡航状态的总阻力中, 摩擦阻力约占 50%. 采用层流机翼设计技术可以降低摩擦阻力 30% 左右, 即提高巡航效率 15% 左右, 减小摩擦对改善飞机性能和降低成本有重要的意义, 自然层流机翼已经在一些轻型喷气公务机如“本田飞机”^[5,6]以及高空长航时无人机如“全球鹰”上得到成功的应用, Aerion 公司的新机型 supersonic business jet 采用了超音速自然层流机翼, 自然层流机翼将成为下一代飞机必选的方案. 采用可直接控制的空间 FFD 参数化方法可对机翼进行精细化设计而且不增加设计变量. 对于跨声速巡航的飞机来说, 传统确定性设计外形的气动性能受环境参数变化的影响很大, 容易出现激波导致阻力系数的快速发散, 因此对于跨声速层流设计来说不仅要考虑层流设计而且要考虑稳健性设计.

本文基于直接控制 FFD 参数化方法对跨音速翼身组合体进行稳健性设计, 结构安排如下: 第 1 节主要介绍直接控制 FFD 参数化方法; 第 2 节中通过多种群协作粒子群以及自适应取样技术构建稳健性设计系统, 其中采用 $\gamma - \overline{\text{Re}}_{\text{on}}$ 转捩模型获取样本点的气动特性, 采取四元数方法进行网格变形; 第 3 节通过对跨音速翼身组合体的优化设计验证本文参数化方法以及优化设计系统的可靠性; 第 4 节对全文进行了总结.

2 直接控制 FFD 参数化方法

在初始 FFD 框架内任意一点的笛卡尔坐标 $\bar{Y} = (s, t, u)$ 可以表示为

$$\bar{Y}(s, t, u) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n P_{i,j,k} B_{il}(s) B_{jm}(t) B_{kn}(u). \quad (1)$$

选用具有良好局部支撑性质的 B 样条函数作为 (1) 式中的基函数, 其表达式为

$$\begin{cases} B_{i,0}(u) = \begin{cases} 1, & u_i \leq u \leq u_{i+1}, \\ 0, & \text{others}, \end{cases} \\ B_{i,k}(u) = \frac{u - u_i}{u_{i+k} - u_i} B_{i,k-1}(u) + \frac{u_{i+k+1} - u}{u_{i+k+1} - u_{i+1}} B_{i+1,k-1}(u), \end{cases} \quad (2)$$

其中 $U = (u_0, \dots, u_{kk})$ 为节点矢量, 可以看出, 第 i^{th} 条 k 次 B 样条仅在节点 u_i 至 u_{i+k+1} 区间内不为 0, 而其余

区间均为 0, 这个局部支撑性质是 B 样条最引人特点之一.

将方程 (1) 改写为矩阵形式 $Y = BP$, 式中 B 的每一行的行向量是由该点处的 B 样条基函数组成的^[7], 假设原始外形上共有 s 个点移动到了新的位置, 那么 B 就为 $s \times (l+1)(m+1)(n+1)$ 的矩阵, 而 P 为 $(l+1)(m+1)(n+1) \times 3$ 矩阵, 因此,

$$Y' = B(P + \Delta P) = BP + B\Delta P = Y + B\Delta P = Y + \Delta Y. \quad (3)$$

由 (3) 式可得

$$B\Delta P = \Delta Y, \quad (4)$$

式中, ΔY 是物体点位置的变化, 为已知量; ΔP 是控制顶点位置的变化, 为待求量, 根据物体位置点的位移来计算控制顶点的变化, 这个问题可能是“欠定的”或者“超定的”, 当 $s < (l+1)(m+1)(n+1)$ 时, 问题是“欠定的”, 反之是“超定的”;

(4) 式求解线性方程组 $\Delta Y = B\Delta P$ 的最小二乘解, 得到 ΔP 使 $\|B\Delta P - \Delta Y\|^2$ 取得最小且 $\|\Delta P\|$ 最小. 最小二乘解 ΔP 满足法方程组

$$B^T B \Delta P = B^T \Delta Y. \quad (5)$$

当 B 不是列满秩矩阵时, 矩阵 $B^T B$ 的秩小于 $(l+1)(m+1)(n+1)$, 此时, 法方程组 (5) 的解并不唯一, 但可以证明, 其最小二范数解是唯一的. 而最小二范数解可以通过 B 的广义逆矩阵 B^+ 得到, 即

$$\Delta P = B^+ \Delta Y. \quad (6)$$

可依据下述定理来计算广义逆 B^+ ,

定理. 假设 B 的秩为 k , $B = B_{s \times (l+1)(m+1)(n+1)}$, B 的秩分解为 $B = CD$, 其中 C 为 $s \times k$ 矩阵, D 为 $k \times (l+1)(m+1)(n+1)$ 矩阵, C 和 D 都具有秩 k , 则

$$B^+ = D^T (DD^T)^{-1} (C^T C)^{-1} C^T. \quad (7)$$

定理中矩阵 B 的秩分解不惟一, 但 B 的广义逆矩阵并不依赖于 B 的具体分解. 可以证明, 任意两种分解所得的广义逆矩阵时相同的. 对于欠定方程组, 若 B 是行满秩, 则可取 $C = I$, $B = D$, 此时 $B^+ = D^T (DD^T)^{-1} = B^T (BB^T)^{-1}$, 对于超定方程组, 若 B 是列满秩矩阵, 则取 $C = B$, $D = I$, 此时 $B^+ = (C^T C)^{-1} C^T = (B^T B)^{-1} B^T$, 一般情况下的矩阵分解可采用正交分解方法.

(5) 式将新控制顶点代入变形公式, 计算整个变形结果.

$$\bar{Y}'(s, t, u) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n (P_{i,j,k} + \Delta P_{i,j,k}) B_{il}(s) B_{jm}(t) B_{kn}(u). \quad (8)$$

对可直接控制的空间 FFD 参数化方法来说, 几何表面指定的点位移可以是一些散乱无序的点阵位移, 也可以通过一些数学方法得到所希望的指定点阵位移. 例如, 对于一些具有特征控制曲线部件, 如机翼类、挂架类、机身类等, 几何外形上指定点的位移可以表述为指定设计剖面上点阵的位移, 设计剖面采用典型的特征控制曲线方法, 例如 Hicks-Henne^[8]型函数扰动法或者 CST 参数化^[9,10]等, 对基础外形进行扰动得到指定点阵的位移; 将扰动量通过参数识别反映到 FFD 控制节点上; 通过任意空间属性 FFD 方法描述剖面之间的几何形面. 在插值的过程中需要引入边界条件, 例如机翼前缘控制线, 机身截面控制线, 这些边界条件是为了在变形过程中保证机身不发生变化以及机翼前缘平直.

以翼身融合(blending-wing-body, BWB)飞翼布局外形为例, 研究控制节点的多少对参数化方法的影响. 选择 4 个参数化剖面, 每个剖面采用 CST 参数化方法, 上表面 4 个设计变量, 下表面 5 个设计变量, 4 个剖面共 36 个设计变量, 设计剖面位置如图 1 所示. FFD 控制体的控制节点沿流向增加, 图 2(a)为第 1 个控制体及控制节点示意图, 其中流向为 9 个控制节点, 图 2(b)为第 2 个控制体及控制节点示意图, 其中流向为 14 个控制节点, 图 2(c)为第 3 个控制体及控制节点示意图, 其中流向为 20 个控制节点, 针对同一套 CST 变形外形分别计算在这 3 个控制体下与变形相关控制节点的新位移. 图 3 为初始 4 个设计剖面翼型与采用 CST 参数化 4 个翼型的比较. 图 4(a)为在第 1 个控制体下, 拟合到 CST 翼型族所需要控制体节点

图 1 设计剖面示意图

图 2 第 1 个(a), 第 2 个(b)和第 3 个(c)控制体及控制节点

图 3 初始翼型族与 CST 参数化翼型族

图 4 第 1 个(a), 第 2 个(b)和第 3 个(c)控制体节点移动前后比较

的变化, 其中我们假设物体上约束点的移动只与图示标记的 56 个蓝色节点有关, 红色控制体及绿色节点为变化后的 FFD 控制体及控制节点. 图 4(b)为在第 2 个控制体下, 拟合到 CST 翼型族所需要控制体节点的变化, 其中我们假设物体上约束点的移动只与图示标记的 96 个蓝色节点有关, 红色控制体及绿色节点为变化后的 FFD 控制体及控制节点. 图 4(c)为在第 3 个控制体下, 拟合到 CST 翼型族所需要控制体节点的变化, 其中我们假设物体上约束点的移动只与图示标记的 144 个蓝色节点有关, 红色控制体及绿色节点为变化后的 FFD 控制体及控制节点. 比较这 3 个控制体节点的变化可以看出, 虽然采用不同的控制体和不同的控制节点, 但节点的变化趋势大体相同. 图 5(a)为采用 3 个不同控制体时, 第 1 个设计剖面翼型与 CST 参数化翼型的误差比较, 图 5(b)采用 3 个不同控制体时, 第 2 个设计剖面翼型与 CST 参数化翼型的误差比较, 图 5(c)采用 3 个不同控制体时, 第 3 个设计剖面翼型与 CST 参数化翼型的误差比较, 图 5(d)采用 3 个不同控制体时, 第 4 个设计剖面翼型与 CST

参数化翼型的误差比较, 可以看出, 随着流向节点数的增加, 拟合误差在不断减小, 当采用第 3 个控制体时拟合误差除了前缘位置基本控制在 10^{-5} 之内, 前缘位置由于局部曲率变化较大, 若想达到更高精度的拟合数据需在控制体的前缘位置继续增加节点.

3 稳健性优化设计系统

跨声速自然层流飞机的设计, 需要综合考虑层流的顺压长度和激波位置两种因素, 层流段的维持可以明显减小气动外形的摩擦阻力, 但是过长的层流段会给压力恢复段带来很大的压力, 甚至会导致很强的压缩波产生, 压缩性的增强明显增大翼型的波阻, 这也是阻力发散的主导因素, 然而, 这种压缩性效应却能够很明显的推迟转捩发生, 事实上, 在相关的风洞试验中也能够观察到这些特点, 即压缩性效应能够明显提高边界层失稳临界动量厚度雷诺数, 推迟转捩, 提高层流段; 同时, 在减小摩阻的情况下, 层流段的生长也能够明显带来气动外形型阻减小,

图5 第1个(a), 第2个(b), 第3个(c)和第4个(d)设计剖面拟合误差

这是由于层流边界层的厚度要明显小于湍流边界层, 而边界层的厚度很大程度上决定了气动外形的型阻, 在设计中必须权衡这些因素. 这些因素要求设计系统可以进行高效精细的气动外形设计, 因此本节在基于直接控制 FFD 参数化方法的基础上, 通过边界层数值模拟技术获得气动外形的气动特性, 在取样过程中引入自适应取样技术提高代理模型的精度, 基于多种群协作粒子群算法构建稳健型设计系统.

3.1 边界层数值模拟技术及变形网格技术

本文采用的是 Langtry^[11]和 Mente^[12]提出的基于剪切应力输运(SST) 模式 $k-\omega$ 湍流模型中的完全基于流场当地变量的 $\gamma-\text{Re}_{\theta t}$ 转捩模型, 该模型将转捩经验关系式和间歇函数结合, 通过转捩动量厚度雷诺数关联函数控制边界层内间歇函数分布, 利用间歇函数控制湍流, 进一步将动量厚度雷诺数与应变

率关联, 回避了动量厚度的计算, 可以比较准确地预测转捩.

根据四元数理论, 建立了结合四元数(quaternion)球形插值技术的距离倒数加权^[13~17](IDW)插值法, 将网格变形分为旋转和平移两部分, 分步完成网格变形. 为了提高变形效率, 采用并行分层变形的方式, 实现了大规模多块复杂网格的变形. 变形结果保持了原始网格的质量, 尤其是物面附近的正交性, 适用于复杂外形网格变形的的设计.

3.2 基于自适应取样的 Kriging 模型

Kriging 代理模型是一种插值技术^[18~20], 增加样本点可有效提高模型的近似精度. 在有限拉丁超立方样本的基础上添加样本点, 取样过程中充分利用已知模型曲面信息, 兼顾样本空间密度以及非线性特性, 采用期望提高加点准则添加样本点, 提高

Kriging 模型精度.

采用 EI 函数^[21~23]确定校正点的方法同时考虑了 Kriging 模型的预测值与预测精度(预测标准差), 所以具备了很好的平衡局部和全局搜索的能力, 也同时兼顾了收敛速度和全局收敛性. 选择 EI 函数的最大值处添加样本点, 可以平衡 Kriging 方法中不同样本点间的距离相互关系, 并驱使空间样本点自适应分布.

本文在原始 EI 准则的基础上提出一种基于权重的 EI 准则, 使其可以更好地控制模型的局部和全局搜索能力, 改进后的公式如下:

$$WE[I(x)] = \begin{cases} \omega(y_{\min} - \hat{y}) \Phi\left(\frac{y_{\min} - \hat{y}}{s}\right) + (1 - \omega)s\phi\left(\frac{y_{\min} - \hat{y}}{s}\right), & s > 0, \\ 0, & s = 0, \end{cases} \quad (9)$$

其中 $\omega \in [0, 1]$, 可以看出: $\omega=0$ 时, 模型重点强调全局搜索能力, $\omega=1$ 时, 模型将对目标函数最好的区域进行搜索.

3.3 多种群协作粒子群算法(MCPSO)及稳健性设计系统

传统的粒子群算法指导个体进化的信息只来源于群体内部, 容易使算法在后期进化能力衰退, 陷入局部最优. 受生物系统共生现象启发, 本节提出一种多种群协作粒子群算法, 使算法的进化除考虑自身群体的影响外, 还考虑其他共生种群的信息. 将种群分为若干子群, 利用一个主从式的结构来模拟各子群间的共生关系, 搜索过程中各子群负责全局搜索, 主群负责局部搜索.

算法的基本算法原理如下: 将一个群体划分为几个小的子群体: 1 号子群体、2 号子群体、3 号子群体、4 号子群体. 假设把 1 号子群体作为主群, 分工为细微搜索, 其它子群体作为从群, 分工为全局搜索, 每一子群在迭代过程中采用标准 PSO 或者其他各种改进 PSO 独立进化^[24~26]. 在所有从群进行下一步状态更新之前, 把它们之中最好的个体信息发给 1 号主群, 1 号主群根据以下式子更新速度和位置:

$$\begin{cases} \bar{v}_i(t+1) = \omega \bar{v}_i(t) + c_1 r_1 (\bar{p}_i^1(t) - \bar{x}_i(t)) + c_2 r_2 (\bar{p}_g^1(t) - \bar{x}_i(t)) \\ \quad + \phi c_3 r_3 (\bar{p}_g^{2\cdots n}(t) - \bar{x}_i(t)), \\ \bar{x}_i(t+1) = \bar{x}_i(t) + \bar{v}_i(t+1), \end{cases} \quad (10)$$

其中, $\bar{p}_g^1$ 为主群中最优粒子, $\bar{p}_g^{2\cdots n}$ 表示所有从群中的最优粒子, $\phi \in (0, 1)$ 为迁徙因子, 其他子群体可根据不同改进策略粒子群算法进化.

对气动外形的稳健性设计可表述为在不确定性范围内优化气动性能的均值以及方差, 因此本文建立以下基于不确定输入变量的稳健性设计模型:

$$\text{Min: } \mu_{C_D}^2 + \sigma_{C_D}^2, \quad (11)$$

其中,

$$\mu_{C_D} = \bar{C}_D(x) = \frac{\sum_{i=1}^n C_{Di}(x)}{n}, \quad (12)$$

$$\sigma_{C_D}^2 = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (C_{Di}(x) - \bar{C}_D(x))^2}{(n-1)}}. \quad (13)$$

4 跨声速自然层流飞机的优化设计

在本节的外形设计中, 初始外形为一个中型公务型飞机, 该型飞机前缘后掠角为 17° , 横流效应可以忽略. 飞行雷诺数为 600 万(气动弦长=1.5 m), 该外形在设计点 $Ma=0.75$, $C_L=0.45$, $Re=6.0 \times 10^6$ 已具备较长的层流段, 但设计点的激波较强, 较强的层流段的维持从某一定程度上讲依赖于压缩性效应, 但这种压缩性效应势必引起外形气动性能的不稳健, 尤其对于跨音速巡航的飞机来说, 激波会发展的很快, 最终使飞机的气动特性变得很差, 因此本设计在充分考虑层流段的维持下, 对初始外形进行关于马赫数的稳健性设计.

设计巡航状态为

$$Ma = 0.75, C_L = 0.45, Re = 6.0 \times 10^6.$$

飞行环境湍流度 $Tu=0.2\%$, 湍流黏性比为 10. 优化设计目标为在马赫数不确定范围内, 通过优化翼身组合体减小飞机阻力, 约束条件为控制剖面最大厚度不减小, 机翼容积不减小, 优化设计问题可以表示为

$$\text{目标函数: } \text{Min } \mu_{C_D}^2 + \sigma_{C_D}^2, \quad (14)$$

$$\text{约束条件: s.t. } \begin{cases} t_{i\max} \geq t_{i\max_initial}, i=1, \dots, n, \\ V_{\text{wing}} \geq V_{\text{wing_initial}}, \end{cases} \quad (15)$$

其中, $t_{i\max}$ 表示第 i 个控制剖面的最大厚度, V_{wing} 表示机翼容积.

调用稳健性优化设计系统, 对初始翼身组合体进行跨音速层流稳健性设计, 假设 $\text{Mach} \in (0.73, 0.77)$ 且服从均匀分布, 采用上述参数化方法, 选取三个控制剖面, 剖面翼型采用类函数/型函数翼型参数化方法, 每个剖面上下各 6 个设计变量, 共 36 个设计变量, 构建初始 FFD 控制体, 初始控制体在沿流向方向布置 18 个控制节点, 与变形相关的控制节点共 128 个。

计算网格为 680 万, 采用拉丁超立方设计方法产生 400 个样本点来构建初始代理模型, 采用交叉验证方法得到代理模型对阻力的预测误差(%RMSE)为 4.56%, 在此基础上采用自适应加点方法添加 150 个样本点后模型的预测误差降为 2.43%, 采用松散式代理模型管理框架, 优化过程中根据优化算法给出的最优节点更新代理模型。

图 6 给出了设计剖面站位示意图, 分别为翼根、翼尖和展向 35% 站位。图 7 为初始 FFD 控制体及相关节点, 其中在控制体 Z 向共 6 层, 优化过程中我们只假定物体上点阵的变化只与 Z 向第 2 与 5 层有关,

即图示绿色节点。图 8 为优化前后控制体及控制节点变化比较。图 9(a)为优化前后阻力发散特性比较, 优

图 6 设计剖面示意图

图 7 初始 FFD 控制体及相关节点

图 8 控制体及相关控制节点比较

图 9 优化前后阻力发散特性(a), 压阻随 Ma 变化曲线(b)和摩阻随 Ma 变化曲线(c)

图 10 不同马赫数下, 摩擦系数分布及压力云图比较

(a) 摩擦系数分布比较($Ma=0.73$); (b) 压力云图比较($Ma=0.73$); (c) 摩擦系数分布比较($Ma=0.74$); (d) 压力云图比较($Ma=0.74$); (e) 摩擦系数分布比较($Ma=0.75$); (f) 压力云图比较($Ma=0.75$); (g) 摩擦系数分布比较($Ma=0.76$); (h) 压力云图比较($Ma=0.76$); (i) 摩擦系数分布比较($Ma=0.77$); (j) 压力云图比较($Ma=0.77$)

化后的气动外形在巡航点阻力降低了 7 counts, 阻力提高了发散马赫数. 图 9(b) 为优化前后压差阻力(C_{dp})随马赫数变化曲线, 可以看出优化后由于激波得到了有效控制, 压差阻力随马赫数变化变得不敏感, 这也是优化后的外形变得更稳健的主要原因. 图 9(c) 为优化前后摩擦阻力(C_{df})随马赫数变化曲线, 随着马赫数的增加, 摩擦阻力不断降低, 这是由于压缩性随着马赫数增大不断增大, 激波变强并后移, 由激波附面层干扰引起的转捩其位置也后移, 但优化后摩擦阻力在一些点较原始外形有略微的增加, 最大值为 0.8 counts, 可见优化后的外形在保持原始外形层流段的优势下, 降低了波阻, 使气动外形更加稳健.

图 10 为不同马赫数下, 优化前后摩擦力系数分布与压力云图比较, 从摩擦力系数分布可以看出, 优化后上翼面的转捩位置在外翼段比原始外形靠后, 但内翼段比原始外形靠前, 并且随马赫数增加层流段不断增大; 从压力云图的比较可以看出, 优化后上翼面的激波均比原始外形弱且更靠后, 随着马赫数增大激波逐渐变强并向后推移, 而优化外形的激波发展更缓慢, 更易保持稳健性.

图 11 给出了巡航状态下优化前后 4 个截面翼型

以及压力分布的比较, 优化后上翼面激波前压力峰值降低, 减小了压力恢复梯度, 从而降低了激波强度且激波位置后移, 压力分布形态更接近弱激波设计, 这样有助于控制激波的发展.

5 结论

本文建立了耦合特征控制曲线直接控制 FFD 参数化方法, 结合 Kriging 模型与自适应采样技术, 采用多种群协作粒子群构建优化设计管理框架, 对跨音速层流翼身组合体进行优化设计, 设计结果表明:

- 1) 耦合特征曲线的直接控制 FFD 参数化方法可以采用较少的设计变量完成对三维外形的精细化设计, 设计变量不随高阶 FFD 控制体的引入而增多, 该方法是对几何外形的直接操作, 具有直观的物理特性.
- 2) 基于 Kriging 模型和多种群协作粒子群算法所建立的气动优化设计管理框架具备较高的优化设计效率.
- 3) 跨音速层流翼身组合体在经过优化后, 在马赫数不确定性范围内不仅可以保持大范围的层流区域, 还可以控制激波缓慢发展, 具有较好的稳健性.

图 11 优化前后展向 15%(a), 44%(b), 73%(c)和 95%(d)翼型和压力分布比较($Ma=0.75$)

参考文献

- 1 Sederberg T W, Parry S R. Free-form deformation of solid geometric models. In: Proceedings of the 13th Annual Conference on Computer Graphics and Interactive Techniques, SIGGRAPH, 1986. 151–160
- 2 黄江涛, 高正红, 白俊强, 等. 应用 Delaunay 图映射与 FFD 技术的层流翼型气动优化设计. 航空学报, 2012, 33: 1817–1826
- 3 黄江涛, 高正红, 白俊强, 等. 基于任意空间属性 FFD 技术的融合式翼梢小翼稳健型气动优化设计. 航空学报, 2013, 34: 37–45
- 4 王丹, 白俊强, 黄江涛. FFD 方法在气动优化设计中的应用. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2014, 44: 267–277
- 5 Sawyers D. Progress in natural laminar flow wing design and wind tunnel testing. Aeronautical Days. 2011
- 6 Fujino M, Yoshizaki Y, Kawamura Y. Natural-laminar-flow airfoil development for the honda jet. In: 20th AIAA Applied Aerodynamics Conference, St. Louis, 2002. 24–26
- 7 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术. 北京: 科学出版社, 2000
- 8 Hicks R M, Henne P A. Wing design by numerical optimization. J Aircraft, 1978, 15: 407–412
- 9 Kulfan B M, Bussoletti J E. Fundamental parametric geometry representations for aircraft component shapes. In: 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, AIAA-2006-6948, 2006
- 10 Kulfan B M. A Universal parametric geometry representation method-“CST”. In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2007-62, 2007
- 11 Langtry R B. A correlation based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes. Stuttgart University Report. 2006
- 12 Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, AIAA J, 1994, 32: 269–289
- 13 Maruyama D, Bailly D. High quality mesh deformation using quaternions for orthogonality preservation. In: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, 2012
- 14 Dam B E, Koch M, Lillholm M. Quaternions, interpolation and animation. Technical Report DIKU-TR-98/5. 1998
- 15 Liu Y. An interpolation algorithm for mesh deformation. In: The National 15th Computational Fluid Dynamics Conference, Yantai, 2012
- 16 Witteveen J A S. Explicit and robust inverse distance weighting mesh deformation for CFD. In: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, 2010
- 17 Zhou X. Research on the best parameters of inverse distance weighing. In: The National 15th Computational Fluid Dynamics Conference, Yantai, 2012
- 18 Martin J D, Simpson T W. Use of Kriging models to approximate deterministic computer models. AIAA J, 2005, 43: 853–863
- 19 Jeong S K, Murayama M, Yamamoto K. Efficient optimization design method using Kriging model. J Aircraft, 2005, 42: 413–420
- 20 Jouhaud J C, Sagaut P, Montagnac M, et al. A surrogate model based multidisciplinary shape optimization method with application to a 2D subsonic airfoil. Comput Fluids, 2007, 36: 520–529
- 21 Jones D R, Schonlau M, Welch W J. Efficient global optimization of expensive black-box functions. J Global Optim, 1998, 13: 409–435
- 22 Jeong S, Murayama M, Yamamoto K. Efficient optimization design method using Kriging model. AIAA-2004-118, 2004
- 23 Kanazaki M, Tanaka K, Jeong S, et al. Multi-objective aerodynamic optimization of elements’ setting for high-lift airfoil using Kriging model. AIAA-2006-1471, 2006
- 24 Kennedy J. The particle swarm: Social adaptation of knowledge. In: IEEE International Conference On Evolutionary Computation, Indianapolis, 1997. 303–308
- 25 李静, 高正红, 黄江涛, 等. 基于分布式粒子群算法的翼型优化设计. 空气动力学学报, 2011, 29: 464–469
- 26 李静, 高正红, 黄江涛, 等. 基于 CST 参数化方法气动优化设计研究. 空气动力学学报, 2012, 30: 443–449

Robust design of transonic laminar wingbody configuration based on direct manipulated FFD technique

LI Jing, GAO ZhengHong & ZHAO Ke

National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

The geometric shape is not directly manipulated by free-form deformation (FFD) technique. A high level FFD control volume is always adopted in the refined aerodynamic design. The direct manipulated free-form deformation (DFFD) technique is developed in this paper to improve the shortcomings of the FFD technique. This method adopt a parameter identification technique which can identify the disturbance quantities and convert them into displacement values on the FFD control lattices. The DFFD technique can accomplish refined aerodynamic shape design using less design variables. The visual impression is much better than the traditional FFD technology, and the number of the design variables is not increased with using of the high level FFD control volume. The robust design system is established by DFFD technique, multi-groups collaboration particle swarm optimization (MCPSO) and adaptive sampling algorithm, combined with quaternion mesh deforming technique and the numerical simulation of boundary layer transition based on $\gamma - \overline{\text{Re}}_{\theta t}$ transition model. A transonic laminar wing body is optimized by this system. The design results show that not only a wide range of laminar flow area is maintained, but also the development of shock is controlled.

MCPSO, quaternion, kriging model, $\gamma - \overline{\text{Re}}_{\theta t}$ transition model, robust design, FFD

doi: 10.1360/N092014-00158