

跨声速飞机高可信度多设计点 多约束气动优化设计技术研究



雷国东*, 李岩

中国航空研究院, 北京 100012

摘 要: 本文目的是研究和开发工程实用的高可信度数值优化设计技术, 并应用于先进跨声速飞机机翼的三维气动外形优化设计。本文综合应用了自由几何变形(FFD)几何外形参数化方法、弹簧比拟非结构网格变形方法、基于RANS方程的高可信度计算流体力学(CFD)分析方法、径向基函数(RBF)代理模型方法、粒子群寻优(PSO)方法等技术, 分别对NASA CRM模型、航空工业设计的W2机翼模型展开了单设计点和多设计点的三维气动外形优化设计。通过对单设计点优化设计后的CRM翼身组合体、双设计点优化设计后的W2机翼模型气动外形进行详细的气动分析, 发现优化后的CRM翼身组合体、W2机翼模型相对初始外形气动性能得到显著改进, 证实了数值优化设计技术应用于先进跨声速飞机机翼三维气动外形设计的有效性。同时证实了开发的数值优化设计技术和工具的正确性和实用性。

关键词: FFD; 弹簧比拟; RANS方程; RBF代理模型; 粒子群算法

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.002

未来先进飞行器气动外形的设计将面临较多的要求和约束, 设计过程将面临较多的矛盾, 设计空间将受到较严格的限制, 要求气动外形设计能够实现精细化的型面设计以及满足多学科、多目标、多设计点的设计要求。这对以传统的风洞试验或者计算流体力学(CFD)气动分析和评估结果为基础, 依赖经验试凑为主的气动外形设计方法提出了严峻的挑战。人工试凑修形方法定量掌握外形改变对流场及其气动力特性的影响的代价较大且时间开销较大, 采用人工经验试凑修形进行气动外形设计面临的要求限制与矛盾越多, 越难以实现多学科、多目标、多设计点、多约束的气动外形设计的要求。彻底替代人工经验试凑法不太客观, 部分替代传统人工经验试凑修形方法的高效率气动外形设计技术主要有三类^[1]: (1)反设计的数值优化技术; (2)基于低可信度CFD模型的数值优化技术; (3)基于高可信度CFD模型的数值优化技术。反设计技术曾对民用飞机设计起过革新性的推动作用, 但是对设计师的设计经验依赖较高, 对于高度“三维”的流动难以找到较好的压力分布, 不能保证所得结果为全局最优, 较难兼顾多设计点和多学科的要求

和约束; 基于低可信度CFD模型的数值优化设计技术可以处理复杂的三维外形综合设计问题, 但是难以满足现代民用飞机精细化外形设计的要求, 且低可信度气动计算程序精度有限, 难以覆盖整个飞行包线范围; 基于高可信度CFD模型的数值优化设计技术采用RANS型CFD计算方法, 在处理复杂几何外形、计算的精准程度、覆盖飞行包线的范围、满足多设计点和多学科的设计要求等方面在三类方法之中最有潜力。

基于高可信度CFD模型的数值优化方法又可以分为依赖梯度的优化方法和不依赖梯度的优化方法, 实用的依赖梯度优化方法主要是Antony Jameson^[2,3]发明的基于伴随方程的数值优化方法, 包括基于连续型和离散型伴随方程的优化方法^[4,5]; 实用的不依赖梯度的优化方法主要是指各种基于代理模型(Surrogate Based Optimization)的优化技术^[6], 其优化算法主要是基于仿生物和仿物理的数学模型的各种智能优化技术, 如遗传算法(Generic Algorithm, GA)、模拟退火算法(Simulated Annealing, SA)、粒子群优化(Particle Swarm Optimization, PSO)。这些依赖梯度的优化方法计算量较

收稿日期: 2019-07-16; 退修日期: 2019-08-24; 录用日期: 2019-08-28

*通信作者. Tel.: 15811044968 E-mail: leiguodong@cae.ac.cn

引用格式: Lei Guodong, Li Yan. Research of the multiple design-points high-fidelity aerodynamics optimization technologies for the transonic aircraft with the multiple constraints[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 9-18. 雷国东, 李岩. 跨声速飞机高可信度多设计点多约束气动优化设计技术研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 9-18.

小,但是只能得到局部最优,属于逐步推进串行式的解决方法,只能在CFD计算层面上并行计算,难以充分发挥高性能计算集群潜力,而且算法复杂扩展应用较为困难;基于代理模型的智能优化技术可以获得全局最优,虽然计算量大于依赖梯度的优化方法,但是可以在CFD层面和样本层面同时并行,在计算机资源足够的条件下消耗的时间可以小于依赖梯度的优化方法(近似于三次CFD计算时间),而且更加稳健。

机翼是飞行器上提供绝大部分升力和部分阻力的关键部件,因此机翼的气动外形设计是飞行器气动外形设计中十分基础和关键的部分;现役和未来的民用飞机大部分仍然是亚跨声速飞行器,即便是超声速民用飞机其气动性能很大一部分也是由其低速性能所限定的,因为超声速民用飞机不可避免要经历低速飞行阶段(起飞、着陆),因此亚跨声速机翼的气动外形优化设计是十分必要和重要的;此外越来越广泛应用的民用无人机绝大部分也是亚跨声速,甚至是低亚声速飞行器,除了固定翼无人机的机翼,螺旋桨叶片也可视作一类特殊的机翼,即非惯性参考系下的机翼,其气动外形也可由亚跨声速机翼的数值优化技术设计。

本文以NASA CRM翼身组合体和航空工业设计的W2机翼为基础外形,综合研究优化单个和多个设计工况的气动性能,在优化过程中要考虑的气动约束包括升力系数和低头力矩系数,几何约束包括前梁、后梁和最大厚度处相对厚度,权衡获得单个或者多个设计点有效优化的机翼气动外形。对于NASA CRM翼身组合体,仅考虑巡航设计点,约束升力系数0.5保持不变,并且约束低头力矩不增,前梁、后梁和最大厚度处相对厚度不减的条件下,阻力系数降低了12.4个单位(0.0001为一个阻力单位);对于W2机翼,在保证巡航和爬升两个设计点升力系数不变,低头力矩不增,前梁、后梁和最大厚度处厚度不减的条件下,同时考虑两个设计点优化后的W2机翼的气动外形在这两个设计点的气动性能均得到显著的改进,巡航设计点升阻比增加了2.39,爬升设计点升阻比增加了1.41。

通过三维气动外形优化设计技术得到了一副基于NASA CRM模型且巡航设计点气动性能显著改进的翼身组合体的气动外形和一副基于W2机翼且巡航和爬升两个设计点气动性能同时显著改进的先进机翼,验证了三维优化设计方法和工具的有效性和实用性,并为其他机翼的多设计点气动外形优化设计积累了经验。这些技术可以扩展到全机构型或者其他飞行器部件进行三维多设计点优化设计,甚至超声速飞行器气动外形的优化设计,

为现役和未来先进飞行器的气动外形设计提供研究基础和技术储备。

1 基本算法

1.1 气动计算方法

由于本文专注于研究高可信度的三维气动外形优化设计方法,因此采用了RANS型CFD计算方法,湍流模型采用了SA模型,无黏通量采用了JST格式,黏性通量采用了中心差分格式,时间推进采用了欧拉隐式格式;本文的CFD求解器采用了基于格点的控制体生成策略,相对基于格点的控制体生成策略,对于全四面体网格(边界层采用各向异性四面体网格)计算量较小,因为对偶剖分的控制体仅有网格数量的1/6~1/5,同时求解器具有定升力和定迎角计算模式,可供根据设计需求选择。本文采用直角坐标系下的三维可压缩流动守恒型N-S方程可写成^[7]:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \nabla \cdot F^C - \nabla \cdot F^V = S \quad \text{在 } \Omega \text{ 内, } t > 0 \quad (1)$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho v_1 \\ \rho v_2 \\ \rho v_3 \\ \rho E \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$F_i^C = \begin{bmatrix} \rho v_i \\ \rho v_i v_1 + p \delta_{i1} \\ \rho v_i v_2 + p \delta_{i2} \\ \rho v_i v_3 + p \delta_{i3} \\ \rho v_i H \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$F_i^V = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{i1} \\ \tau_{i2} \\ \tau_{i3} \\ v_j \tau_{ij} + \mu_{\text{tot}}^* C_p (\partial T / \partial x_i) \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\tau_{ij} = \mu_{\text{tot}} \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \nabla \cdot V \right) \quad (5)$$

$$\mu_{\text{tot}} = \mu + \mu_{\text{tur}} \quad (6)$$

$$\mu_{\text{tot}}^* = \mu / P_{\text{ref}} + \mu_{\text{tur}} / P_{\text{ref}} \quad (7)$$

式中: Ω 为求解域; t 为时间; ρ 为密度; p 为静压; T 为静温; v_i 为速度分量; E 为总能; H 为焓; δ_{ij} 为克罗内克函数; S 为其他源项。

本文采用了Spalar-Allmaras湍流模型,通过求解与湍流黏性系数有关的单一场方程得到湍流黏性系数,SA湍流模型方程如下^[8]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\mathbf{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\mathbf{v}v_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \{(\mathbf{v}_L + \mathbf{v}) \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial x_j}\} + C_{b2} \rho \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial x_j} \right] - Y_v + S_v \quad (8)$$

式中: $\mathbf{v}$ 为湍流运动黏度; $\mathbf{v}_L$ 为流体运动黏度; G_v 为湍流产生项; Y_v 为湍流消耗项; S_v 为其他产生项。

湍流黏度:

$$\mu_{\text{tur}} = \rho \nu f_{v1}$$

式中: $f_{v1} = \chi^3 / (\chi^3 + C_{v1}^3)$, $\chi = \mathbf{v}/\nu$ 。

本文采用基于格点的有限体积法离散守恒型控制方程,在非结构网格特别是全四面体网格中,格点的数量大约为网格的 1/6~1/5,围绕格点构建控制体能够大大地减少计算量,如图 1 所示,以节点为中心,连接网格中心、网格面中心、网格棱边中点构成的小三角面片组成的多面体作为空间离散的控制体^[8]。守恒方程中的无黏通量采用 JST 格式或者 Roe 格式计算,黏性通量采用中心差分格式计算;采用时间推进方法求解稳态流场问题,非定常流场求解采用双时间推进格式。

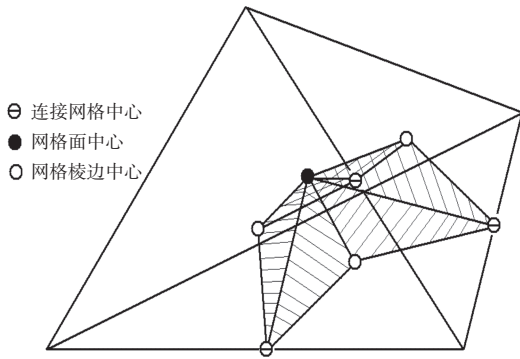


图1 对偶剖分及控制体的构建

Fig.1 The construction of the dual mesh

积分型的控制方程为:

$$\int_{\Omega_i} \frac{\partial U}{\partial t} d\Omega + \sum_{j \in N(i)} (F_{ij}^c - F_{ij}^v) \Delta A_{ij} - S|_{\Omega_i} = 0 \quad (9)$$

1.2 网格变形方法

本文采用了网格变形的自动化地生成样本计算网格,网格变形(包括边界层网格)采用弹簧比拟法,该方法对于全四面体网格稳健性较好,各向异性四面体网格边界层的生成相对三棱柱网格边界层较为容易,因为四面体是空间填充性最好的基本几何体,对于基于格点的求解器还具

有计算量小的特点。以物面网格的变形驱动计算域内部的体网格的变形,这样形成的计算网格,网格分布拓扑结构完全相同,排除了由于这个问题导致的计算误差。因为气动外形优化设计的目标函数,如阻力系数的量级是 10^{-4} ,稳健的网格变形方法是获取相对改变的有效方法。

基于 Hook 弹性定律,对于每一个网格节点,受到的弹性合力可写为:

$$\mathbf{F}_i = \sum_{j \in N(i)} K_{ij} (\Delta \mathbf{x}_j - \Delta \mathbf{x}_i) \quad (10)$$

刚性系数定义为:

$$K_{ij} = K_c / \sqrt{|\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i|^2} \quad (11)$$

根据节点受力平衡:

$$\left(\sum_{j \in N(i)} K_{ij} \right) \Delta \mathbf{x}_i - \left(\sum_{j \in N(i)} K_{ij} \Delta \mathbf{x}_j \right) = 0 \quad (12)$$

$$\Delta \mathbf{x}_i^{n+1} = \frac{\sum_{j \in N(i)} K_{ij} \Delta \mathbf{x}_j}{\sum_{j \in N(i)} K_{ij}} \quad (13)$$

$$\mathbf{x}_i^{n+1} = \mathbf{x}_i^n + \Delta \mathbf{x}_i^{n+1} \quad (14)$$

式中: n 为迭代次数; $N(i)$ 为节点 i 的相邻节点集合; $\mathbf{x}_i$ 为 i 节点矢径。

1.3 几何参数化方法

本文采用了自由变形方法 (FFD) 进行几何外形参数化,建立包裹机翼的 FFD 框,FFD 框上下表面的控制点群的 z 方向坐标改变定义为设计变量,这些控制点的变化导致机翼表面网格的改变,通过网格变形方法驱动计算域内部体网格随之改变,形成随设计变量改变而改变的计算网格。FFD 方法是一种较为通用的外形参数化方法,参数化参数设置可密可疏,而且在初始外形光滑的前提下能够保证变形后的外形仍然光滑。

FFD 外形参数化方法是一种通用性较好、功能强大的外形参数化方法,用于驱动物面网格变形,体网格变形则采用前面的弹簧比拟方法。表 1 归纳了各种几何参数化方法的性能对比,表 1 中的 MASSOUP 方法是 NASA 兰利中心的内部专有程序,FFD 方法是仅次于 MASSOUP 方法的一种^[9]。本文中用于处理几何约束的几何外形变形也采用 FFD 外形参数化方法。本文采用的 FFD 参数化方法的数学描述如下:

$$\mathbf{X}(u, v, w) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n P_{ijk} B_i^l(u) B_j^m(v) B_k^n(w) \quad (15)$$

式中: $B_i^l(u) = C_i^l s^i (1-s)^{l-i}$, $C_i^l = l! / [i!(l-i)!]$ 。

表1 各种几何参数化方法的对比

Table 1 The methods used for geometry parameterization

方法 标准	基础 矢量	控制 单元	偏微 分方程	离散 法	多项 式与 样条	几何 软件 法	分析 法	自由 变形	M A S S O U D
一致性	较差	一般	较差	较差	较差	较好	较差	较好	较好
与飞机外形设计的联系	较差	较差	一般	较差	较差	一般	较好	较差	较好
设计变量简洁性	较好	一般	较好	较差	一般	较好	较好	一般	较好
几何光滑性	一般	较好	较好	较差	较好	较好	较好	较好	较好
细节控制	较好	较好	较差	较好	一般	较差	一般	较好	较好
分析灵敏性	较好	较好	较好	较好	较好	较差	较好	较好	较好
网格变形	较好	较好	较差	较好	较差	较差	较好	较好	较好
设置时间	较差	较好	较差	较好	一般	一般	一般	较好	较好
网格通用性	较好	较好	较差	较好	较差	较差	较好	较好	较好
CAD兼容性	较差	较差	较差	较差	一般	较好	较差	一般	一般

1.4 代理模型方法

科学和工程设计中采用的高可信度计算模型导致了计算量和计算时间的增加,如有限元分析(FEA)、RANS型CFD替代经验、统计等方法,除了采用计算能力极强的超级计算机集群,代理模型技术是一项降低计算量的实用和有效的策略,代理模型种类较多,如二次响应面、RBF函数、Kriging函数、人工神经网络(ANN)、支持向量机等。本文采用了RBF函数构造气动力/力矩系数和几何参数的代理模型,以减小有约束优化过程中CFD计算和几何参数计算的计算量,RBF函数模型是一种综合了精度、计算量、鲁棒性等因素较为平衡的代理模型。

RBF函数插值原理:

$$s(r) = \sum_{i=1}^N \gamma_i \varphi\left(\frac{r-r_i}{R}\right) \quad (16)$$

本文的RBF函数 $\varphi(\xi)$ 采用Wendland C^2 函数:

$$\varphi(\xi) = \begin{cases} (1-\xi)^4(4\xi+1) & \xi \leq 1 \\ 0 & \xi > 1 \end{cases} \quad (17)$$

$$\xi = \|r - r_i\|/R \quad (18)$$

而为了建立代理模型,必须首先对设计变量进行采样,采样方法的种类较多,如均匀采样、蒙特卡罗采样、拉丁-超立方采样等。本文采用了拉丁-超立方采样方法生成设计变量样本集,这种方法平衡了均匀分布和随机分布的优点,是一种应用广泛并且有效的样本生成方法。

1.5 智能优化方法

优化算法种类较多,可分为梯度型和非梯度型。梯度型一般只能得到局部优值,而非梯度型方法一般能获得全局优值,特别是非梯度型优化算法中的一些仿生物、仿物理型智能方法,如GA、SA、PSO^[10]等,应用极其广泛。本文采用了PSO优化算法进行单目标有约束优化,优化过程中涉及的目标函数、约束函数、几何函数均采用代理模型近似。

PSO算法是一种群智能优化算法,是对鸟群捕食群体智能的模拟,如果多维空间有一块食物,模拟鸟群群体智能搜索的过程,单个鸟儿不仅依靠自身的认知能力搜索食物,同时也观察其他鸟儿搜索的情况(即社会认知),以便随时调整自身认知,从而更快找到食物的准确位置。粒子群优化没有遗传算法的选择、交叉、变异模块,适合实数建模,简单高效。粒子群算法的数学原理是以速度和位移模型给出的,一种单个粒子的运动速度模型如下:

$$V_{id} = wV_{id} + c_1r_1(p_{id} - x_{id}) + c_2r_2(g_d - x_{id}) \quad (19)$$

位移更新模型:

$$x_{id} = x_{id} + V_{id} \quad (20)$$

式中: x_{id} 为粒子 i 的 d 维位置分量; V_{id} 为粒子 i 的 d 维速度分量; w 为粒子运动速度的惯性权重; p_{id} 为粒子 i 的 d 维自身最佳位置; g_d 为粒子群的 d 维全局最佳位置; r_1, r_2 为0~1之间的随机数,模拟鸟群速度的随机变化; c_1, c_2 为模型常数。

上述速度数学模型公式中, wV_{id} 为惯性速度项,描述每一个粒子上一秒速度对下一秒速度的影响; $c_1r_1(p_{id} - x_{id})$ 为自身认知项,描述单个粒子对自身认为的最佳捕食位置的速度反应; $c_2r_2(g_d - x_{id})$ 为社会认知项,描述单个粒子对粒子群公认的最佳捕食位置的速度反应。收敛情况下,自身认知和社会认知将趋于同一位置。

1.6 多设计点优化方法

多设计点优化是多目标优化的一种特例,多目标优化方法可分为基于解耦的多目标优化方法和基于启发式方法的多目标优化方法,基于解耦的多目标优化方法简单、实用、稳健、计算量小的特点,近十年来得到较大发展,这类方法在获得帕内托前沿解的能力上解决了传统的启发式多

目标优化方法收敛困难、计算量大的问题。本文采用了两种基于解耦的多目标优化方法: 次目标约束法 (ϵ -constraint) 和线性加权和方法。次目标约束法选择多目标中的一个目标作为主目标, 其他目标作为约束处理, 从而获得具有帕内托优化意义的多目标优化解, 这种方法要求对目标可优化的范围有一定的了解, 适用于飞行器气动外形优化; 线性加权和方法将多设计点的目标函数线性加权求和而单目标化, 然后采用单目标优化算法进行优化设计, 线性加权和方法在全部约束满足的前提下, 获得的多目标优化解对应的目标函数一定处于帕内托前沿, 这可以通过简单的反证法数学证明。

1.7 设计约束处理方法

在本文的优化流程中, 气动力/力矩系数以及几何约束参数等的演变均采用了代理模型构造快速近似解法, 用于优化算法中的目标函数和约束函数计算, 其中的几何约束样本值 (如前梁厚度、后梁厚度、最大厚度处相对厚度) 是根据设计变量从初始几何构型经 FFD 变形而计算得到, 如图 2 所示。为了处理气动和几何约束, 采用罚函数法将有约束问题转化为无约束问题求解, 违反约束的解将导致总目标函数变得极大, 从而在优化过程中自动淘汰。在代理模型优化思路下, 采用罚函数法将有约束优化转化为无约束优化。如气动约束记为:

$$C_{A0} \leq C_A \leq C_{A1}$$

目标函数记为 F_{obj} 。转为无约束的目标函数:

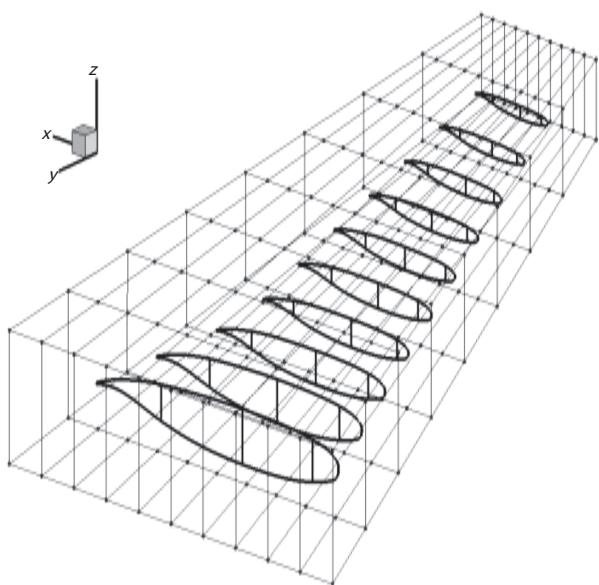


图2 FFD框用于几何约束处理

Fig.2 The FFD box used for geometry constraints

$$F_{obj}^* = F_{obj} + \beta [\max(0, -(C_A - C_{A0})) + \max(0, -(C_{A1} - C_A))] \quad (21)$$

式中: β 为惩罚因子。

实际飞行器工程设计中气动几何外形必须在一定的限制下设计, 这些限制即几何约束, 几何约束非常重要, 如机翼前、后梁的高度影响了机翼的结构强度和内部油箱的设计, 体现了多学科设计的要求。在 SBO 型优化思路下, 构建代理模型采用罚函数法将有约束优化转化为无约束优化。几何约束为:

$$G_{A0} \leq G_A \leq G_{A1}$$

目标函数记为: F_{obj} 。转为无约束的目标函数:

$$F_{obj}^* = F_{obj} + \beta [\max(0, -(G_A - G_{A0})) + \max(0, -(G_{A1} - G_A))] \quad (22)$$

式中: β 为惩罚因子。

1.8 优化设计流程

在本文中气动外形优化设计的流程采用 Linux Shell 和 C++ 语言编写组织, 作业分配和管理采用了 LSF 管理软件, 主要的传递信息为记录性能的数据文件, 这些数据文件均为简单的文本文件。整个优化流程如图 3 所示, 主要的计算量在样本数据的计算上, 由于样本数据的计算任务之间不需要信息交换, 因而在样本计算层面并行度极高, 同时单个样本的 CFD 计算也可以采用粗粒度的 MPI 并行计算, 并行性也相当好, 所以本文的优化流程具有两个层次的并行性, 在计算资源足够前提下, 计算十分迅速。本文优化计算应用了中国航空研究院的高性能计算集群, 总共有 7000 多个常规 CPU 核, 本文优化设计计算调动了超 5000 核参与计算, 验证了本文设计的优化流程的有效性和并行性。相对于样本 CFD 计算, 基于代理模型的优化过程计算量可以忽略不计, 基于代理模型的优化设计主要的计算量在于样本数据的计算, 由于该集群核数众多, 而 SBO 型优化设计的双层次并行计算并行度极好, 且单个样本的计算量并不大, 因而可以快速获得样本的计算结果, 完成代理模型的构建。

2 优化案例

2.1 NASA CRM 机翼优化设计

NASA CRM 模型的巡航设计点升力系数为 0.5, 雷诺数为 4.0×10^7 , 平均气动弦长为 7.0m, 来流马赫数为 0.85, 来流温度为 310.98K, 设计目标是阻力系数, 气动设计约束包括升力系数不变, 低头力矩不增。在本文中设计变量定义为 FFD 框上下表面控制点的 z 坐标增量, 共有 198 个设计变量, 设计变量的变化范围设定为 $(-0.03, 0.03)$ m, 本文每个设

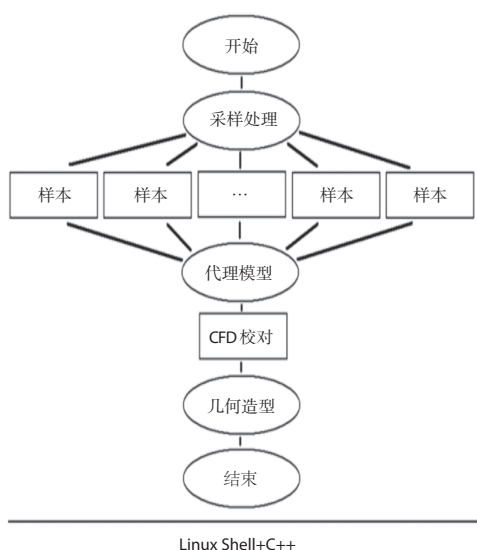


图3 优化流程图

Fig.3 The framework of the optimization

计点采用了500个样本,样本计算总共有500次CFD计算。这里仅进行了巡航设计点的气动外形优化设计。

为了保证机翼的结构强度和油箱的安装,在气动外形的优化过程中要求考虑充分的几何约束,这里约束机翼弦长20%、70%和最大厚度处的相对厚度不减,采用FFD变形方法构造获得三个几何约束位置处的相对厚度,形成几何约束的样本集,用以构造几何约束的代理模型,如图4所示,用于优化算法中几何约束的处理,约束施加于机翼展向(3.1, 29.4)m范围内(近似全翼展)均布的7个以剖面。这里的几何约束和气动约束均采用罚函数方法处理。

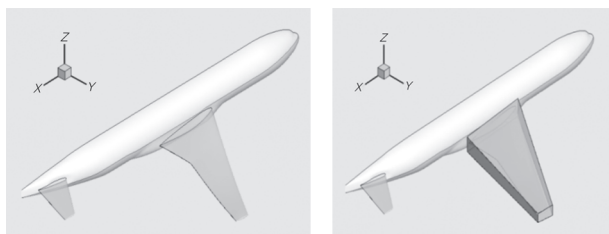


图4 NASA CRM外形及其机翼FFD框

Fig.4 The shape of the NASA CRM model and the FFD box for its wing

这里机翼优化时带平尾和机身是为了更接近全机状态,由于需要考虑俯仰力矩约束,单独机翼进行优化约束的只能是单独机翼的俯仰力矩,全机状态下的机翼优化可以约束全机俯仰力矩,因而更加精确,此外可以考虑机翼外形改变对下游平尾的影响。

2.1.1 性能改进

仅考虑巡航设计点的气动外形优化设计,优化前后的气动性能对比见表2。

表2 仅考虑巡航设计点的气动外形优化

Table 2 The aerodynamic performance improvement with the cruising design-point optimized only

机翼	C_L	C_D	C_m	L/D
初始	0.5	0.02611	-0.02418	19.15
优化	0.5	0.02487	-0.02415	20.10

2.1.2 几何与压力分布改变

图5为NASA CRM机翼优化前后几何改变,红色部分表示主优化改进的几何凸起。剖面翼型改变如图6所示,压分布如图7所示。

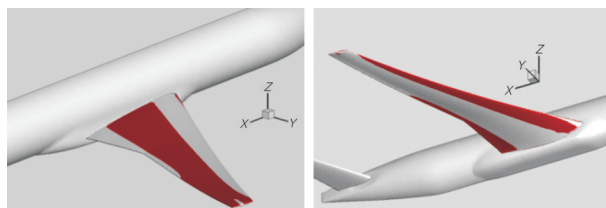


图5 NASA CRM机翼优化前后几何改变

Fig.5 The differences between the NASA CRM model and its optimal shape

2.2 W2机翼双设计点优化设计

W2机翼为本课题组设计的低亚声速民用飞机机翼,本文考虑两个设计点,分别为巡航飞行设计点和爬升飞行设计点。巡航设计点的来流马赫数为0.313,设计飞行高度为海拔3000m,雷诺数为 1.1×10^7 ,设计目标是阻力系数,气动约束包括维持升力系数0.3,低头力矩不减;爬升设计点来流马赫数为0.189,设计飞行高度为海平面,雷诺数为 8.8×10^6 ,设计目标是阻力系数,气动约束包括维持升力系数0.6,低头力矩不减。在本文中设计变量定义为FFD框上下表面控制点的z坐标增量,共有198个设计变量,设计变量的变化范围设定为 $(-0.03, 0.03)$ m,本文每个设计点采用了500个设计变量样本,样本计算总共有1000次CFD计算。

为了保证机翼的结构强度和油箱的安装,在气动外形的优化过程中要求考虑充分的几何约束,这里约束机翼弦长20%、70%和最大厚度处的相对厚度不减,采用FFD变形方法构造获得三个几何约束位置处的相对厚度,形成几何约束的样本集,用以构造几何约束的代理模型,用于优化算法中几何约束的处理,约束施加于W2机翼展向(0.005, 9.55)m范围内(近似全翼展)均布的7个以剖面。这里的几何约束和气动约束均采用罚函数方法处理。

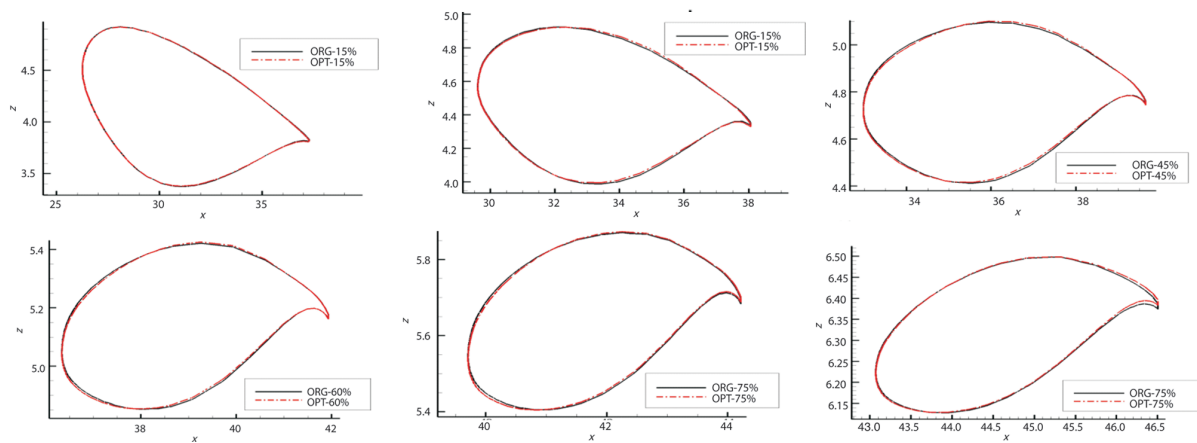


图6 NASA CRM机翼展向15%、30%、45%、60%、75%、90%处翼型改变

Fig.6 The differences of the airfoils at the positions of the 15%,30%,45%,60%,75%,90% spanwise direction between the NASA CRM model and its optimal shape

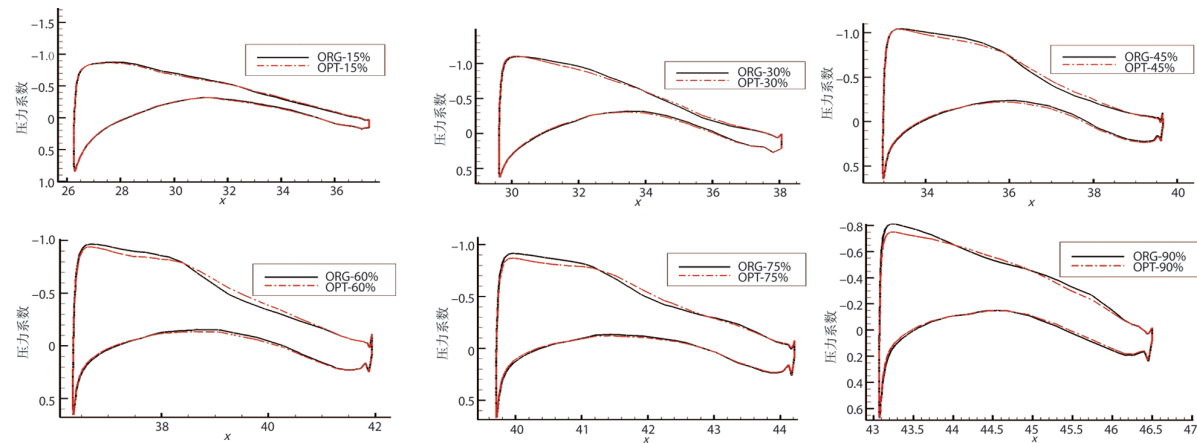


图7 NASA CRM机翼展向15%、30%、45%、60%、75%、90%处压力系数分布改变

Fig.7 The differences of the pressure coefficients at the positions of the 15%,30%,45%,60%,75%,90% spanwise direction between the NASA CRM model and its optimal shape

2.2.1 性能改进

采用次目标约束法,分别以巡航设计点阻力系数(优化A)和爬升设计点阻力系数(优化B)为主目标,约束另一个设计目标不增,获得的优化结果见表3。从表3可以看出,采用次目标约束法获得的两组优化结果优化效果均十分明显,并且两组优化目标互不支配。

采用线性加权和法,考虑到两个设计点(巡航和爬升)同时优化,两设计点优化时加权系数为取0.5,0.5。

从表4可以得到,考虑巡航和爬升两个设计点得到的优化解的两个设计点均得到了较好的优化效果,巡航设计点阻力系数降低了9.6个单位,而爬升设计点阻力系数降低了11.7个单位,并且与表3次目标约束法获得的优化结果互不支配,巡

表3 次目标约束法同时考虑巡航和爬升两个设计点的气动外形优化

Table 3 The optimized aerodynamic performance improvement with the two design-points via the eps-constraint method

设计点		C_L	C_D	C_m	L/D
巡航	初始	0.299990	0.011457	-0.102252	26.18
	优化A	0.300000	0.010319	-0.096016	29.07
	优化B	0.300000	0.010518	-0.099591	28.52
爬升	初始	0.600000	0.021977	-0.115253	27.30
	优化A	0.599368	0.020944	-0.108890	28.62
	优化B	0.600008	0.020707	-0.112695	28.98

航升阻比提高了2.39,爬升升阻比提高了1.41。

2.2.2 几何与压力分布改变

这里仅仅分析了采用线性加权和法获得的一组优化

表4 线性加权法和法同时考虑巡航和爬升两个设计点的气动外形优化

Table 4 The optimized aerodynamic performance improvement with the two design-points via the linearized weighted summation method

设计点		C_L	C_D	C_m	L/D
巡航	初始	0.299990	0.011457	-0.102252	26.18
	优化	0.299807	0.010495	-0.097384	28.57
爬升	初始	0.600000	0.021977	-0.115253	27.30
	优化	0.597237	0.020805	-0.110311	28.71

结果,采用次目标约束法获得的结果分析与此类似,这里不进行详细展开。由于本文采用的几何约束是约束若干控制剖面弦向的三点(弦向20%、70%和最大相对厚度处)位置相对厚度不减,认为在气动性能优化的前提下相对厚度增加是有利的几何改变,因此机翼的几何外形将会出现弦向同步上移或者下移的现象,这种推断可以通过观察三维机翼外形改变和展向翼剖面翼型几何改变得到证实。而在充分考虑了几何约束的多设计点气动外形优化后完全证实了这点,两设计点同时优化后的机翼外形变化如图8所示。

如图9所示,由于几何约束作用,机翼前缘上移,后缘大部分下移,部分上移。白色为初始机翼,红色为优化机翼。可以发现,上翼面凸起,相对位置处的下翼面便收缩,这就是几何约束作用在气动外形优化设计中的体现。展向5%、35%、65%、95%站位处的翼型,初始机翼,两设计点优化的几何外形

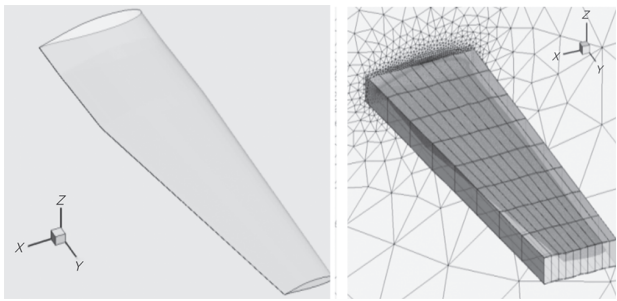


图8 W2机翼外形、FFD框、表面网格
Fig.8 The W2 wing surface, FFD box and the surface meshes

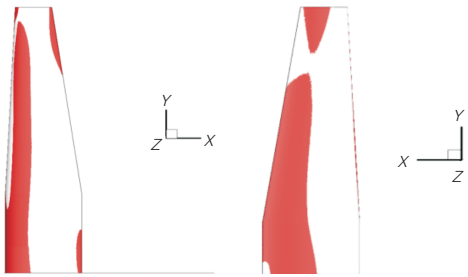


图9 两设计点同时优化后的机翼外形变化
Fig.9 The surface differences of the original and optimized wings with two design-points optimized

对比如图10所示,压力分布对比如图11和图12所示。

3 结论

本文以NASA CRM翼身组合体气动外形和航空工业设计的W2机翼为初始外形,针对前者研究了巡航设计点的气动性能优化,针对后者研究了巡航、爬升两个设计点的

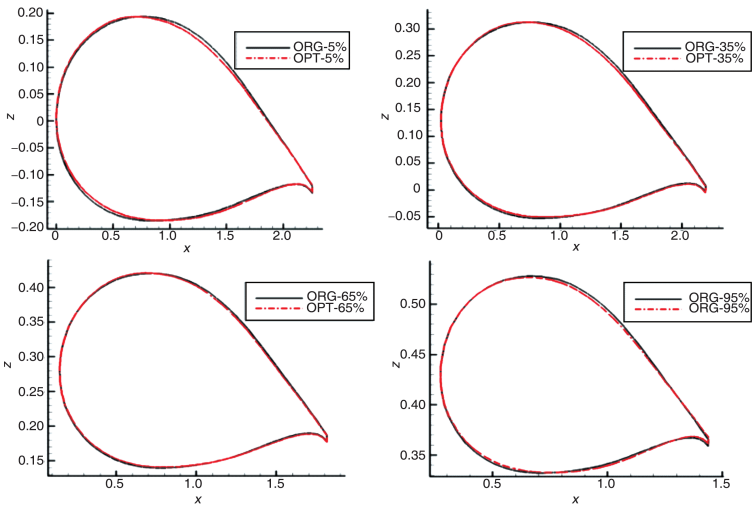


图10 展向5%、35%、65%、95%站位处翼型变化以及巡航设计点压力系数分布对比
Fig. 10 The differences of the airfoils at the 5%、35%、65%、95% position of the spanwise

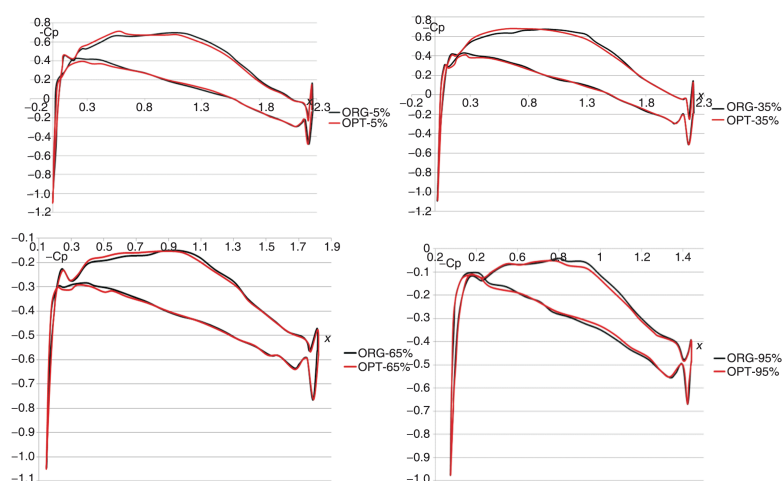


图 11 巡航设计点展向 5%、35%、65%、95% 站位处压力系数分布对比

Fig. 11 The differences of the pressure coefficients at the 5%、35%、65%、95% position of the span wise for the cruising design point

气动性能的同时权衡优化。在优化过程中要考虑的气动约束包括升力系数不变和低头力矩不增,几何约束包括前梁、

后梁和最大厚度处相对厚度不减,权衡获得单个或者多个设计点得到有效优化的机翼气动外形,主要结论有:

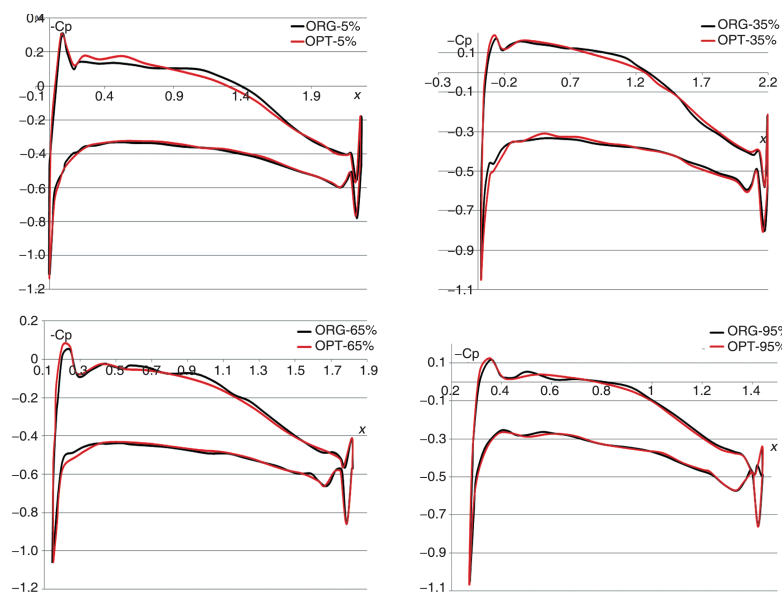


图 12 爬升设计点展向 5%、35%、65%、95% 站位处压力系数分布对比

Fig. 12 The differences of the pressure coefficients at the 5%、35%、65%、95% position of the span wise for the climbing design point

(1)通过对NASA CRM翼身组合体模型巡航设计点的气动外形优化和W2机翼的巡航和爬升设计点同时优化设计证明本文研究开发的气动外形多设计点优化方法和工具是实用和有效的。

(2)在本文的约束条件下,对于NASA CRM翼身组合体模型,巡航阻力降低了12.4个阻力单位;对于W2机翼,考虑巡航和爬升设计点同时优化后升阻比分别提高了2.39和1.41,这些有约束优化改进是显著的。

(3)本文采用的几何约束方法和优化算法有效地指引

了机翼三维气动外形优化的合理变形;通过观察三维机翼外形以及展向多处翼剖面的几何外形,优化后的机翼的光滑性与初始机翼相当。

AST

参考文献

- [1] Sergey P, 朱自强, Boris E. 可用于民机空气动力设计中的数值优化方法[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 58-68.

- Sergey P, Zhu Ziqiang, Boris E. Applicable numerical optimization methods for aerodynamic design of civil aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 58-68. (in Chinese)
- [2] Antony J, Thomas V J. Airplane design with aerodynamic shape optimization [M]. Shanghai: Antony Jameson, 2010.
- [3] Reuther J, Jameson A. Aerodynamic shape optimization of wing and wing-body configurations using control theory [R]. AIAA 95-0123, 1995.
- [4] Norbert K. Numerical methods for multidisciplinary analysis and optimization [C]// Norbert Kroll. CAE-DLR Aerodynamic Seminar 2011, 2011: 78-96.
- [5] Norbert K, Brezillon J, Abu-Zurayk M, et al. Progress in numerical shape optimization [C]// Norbert Kroll. DLR - CAE Aerodynamics Seminar 2013, 2013: 1-74.
- [6] Slawomir K, David E C, Leifur L. Surrogate-based methods [M]. Germany: Springer, 2011.
- [7] 任玉新, 陈海昕. 计算流体力学基础[M]. 1版. 北京: 清华大学出版社, 2006.
- Ren Yuxin, Chen Haixin. The basic computational fluid dynamics[M]. First Edition. Beijing: Tsinghua University Press, 2006. (in Chinese)
- [8] Blazek J. Computational fluid dynamics: principles and applications[M]. Netherlands: Elsevier, 2005.
- [9] Jamshid A S. A survey of shape parameterization techniques [C]// NASA Langley Center. CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 1999: 333-343.
- [10] 潘峰, 李位星, 高琪. 粒子群优化算法与多目标优化[M]. 1版. 北京: 北京理工大学出版社, 2013.
- Pan Feng, Li Weixing, Gao Qi. Particle swarm optimizer and multi-object optimization[M]. First Edition. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2013. (in Chinese)

(责任编辑 王为)

作者简介

雷国东(1980—)男,工学博士,研究员。主要研究方向:飞行器总体气动设计。

Tel: 15811044968 E-mail: leiguodong@cae.ac.cn

Research of the Multiple Design-Points High-Fidelity Aerodynamics Optimization Technologies for the Transonic Aircraft with the Multiple Constraints

Lei Guodong*, Li Yan

Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

Abstract: This paper focused on the research and development of the high-fidelity numerical optimization technologies used in the three dimensional optimal wing shape design of the advanced transonic aircrafts. The FFD geometry parameterization, spring method of the deformed unstructured meshes, the high-fidelity CFD method based on the RANS equations, the RBF surrogate method, the PSO algorithm are integrated to an in-house code. Taking account of the single or multiple design-points, the optimal shape redesign of the NASA CRM model with the single design point optimization, the W2 wing designed by the research group with the dual design-points are optimized. The aerodynamic performances of the optimal wing-body and wing shapes are obviously improved compared with those of the original shapes, so it is proven that the numerical optimization technologies can be used in the optimal wing-body and wing shapes design of the advanced transonic aircrafts. And the technologies and tools developed for the three-dimensional geometry are correct and practical.

Key Words: FFD; spring method; RANS equations; RBF surrogate method; PSO algorithm

Received: 2019-07-16; Revised: 2019-08-24; Accepted: 2019-08-28

*Corresponding author. Tel.: 15811044968 E-mail: leiguodong@cae.ac.cn