小展弦比薄机翼精细化气动优化设计研究

王超, 高正红*

西北工业大学翼型叶栅空气动力国家重点实验室, 西安 710072

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

收稿日期: 2014-05-20; 接受日期: 2014-09-29

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 战斗机类小展弦比薄机翼的气动设计, 主要考虑机翼的平面形状以及弯扭和厚度修形设计, 忽略了机翼翼型的精细化设计, 因此气动分析手段一般采用 Euler 方程结合黏性阻力修正的方法. 以某典型战斗机机翼为例, 分别使用 Euler 和 RANS 方程对机翼的流场与气动特性进行了数值模拟, 发现 Euler 方程无法精确捕捉附面层内的流场结构, 证明传统使用的 Euler 方程已不能满足战斗机机翼精细化设计的需要. 对该机翼的翼型进行了气动优化设计, 发现翼型的设计对该小展弦比薄机翼会失效, 证明这类机翼必须在三维环境下进行多剖面翼型设计. 综合 FFD 参数化方法、稳健的动网格技术、Kriging 代理模型和粒子群算法, 构建了三维气动优化设计方法. 利用该方法对该机翼三个剖面翼型进行了跨音速巡航状态单目标以及跨音速/超音速巡航状态多目标精细化设计, 优化设计后机翼的气动性能得到很大的提高.

关键词

小展弦比薄机翼
精细化设计
Euler 方程
RANS 方程
三维气动设计
多目标设计

1 引言

战斗机不断地更新换代, 气动布局是演变的核心, 为了提高战斗机的性能, 战斗机机翼也随之不断改进. 现代超音速战斗机要求从亚音速到超音速的范围内都具有优越的性能, 机翼一般采用小展弦比薄机翼. 在这类机翼的气动设计中, 一般认为机翼的平面形状起着决定性作用, 而翼型重要性降低, 通常采用相对厚度小于 5% 且头部较尖的小弯度翼型, 重点进行平面形状、弯扭和厚度修形设计^[1-4].

为了满足现代战斗机不断提高的性能要求, 提高战斗机气动性能, 近年来国内外有许多人针对战斗机气动外形开展了优化设计方法研究: Liu^[5]对战斗机机翼的平面形状参数进行了气动优化设计; 夏

露^[6], 苏伟^[7], 王明亮^[8], 张德虎^[9]对战斗机布局进行了气动外形与隐身一体化设计研究. Yushin Kim 等人^[10,11]针对战斗机机翼气动\结构进行了多学科优化设计研究. 然而, 在目前相关的研究中大多存在两类问题: 第一, 在进行气动外形优化设计时, 大多采用无黏流动模型结合阻力系数工程修正方法作为气动特性分析手段; 第二, 在机翼的气动优化设计中, 通常采用典型的小弯度薄翼型, 主要针对机翼平面形状或弯扭与厚度分布进行

优化设计. 由于无黏流动模型无法反映机翼表面附面层流场结构对机翼气动特性的影响, 因此传统的方法不能反映机翼不同展向位置翼型对机翼气动特性的影响. 换言之, 传统的小展弦比薄机翼气动外形设计方法, 忽略了翼型对机翼附面层流场结构

引用格式: 王超, 高正红. 小展弦比薄机翼精细化气动优化设计研究. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 643-653

Wang C, Gao Z H. Refined aerodynamic design optimization of a wing with small aspect ratio (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 643-653, doi: 10.1360/N092014-00156

的影响, 因此难以提高气动布局设计水平, 不能满足现代战斗机机翼精细化气动设计要求。

针对传统方法气动外形设计中存在的问题, 本文对小展弦比薄机翼的精细化气动设计进行了研究: 首先以某典型战斗机机翼为例, 分别使用 Euler 方程和 RANS 方程^[12]对其在跨音速/超音速巡航状态下流场与气动特性进行了数值模拟, 分析并验证了高可信度 CFD 技术对小展弦比薄机翼精细化设计的必要性。然后通过翼型的设计, 分析了传统的翼型设计对战斗机类小展弦比薄机翼气动设计的不适应性。综合 FFD 参数化方法、稳健的动网格技术、Kriging 代理模型和粒子群算法, 建立了基于三维环境下, 小展弦比薄机翼翼型的单目标/多目标气动优化设计方法。最后利用该方法, 开展对该机翼多剖面翼型的跨音速巡航的单目标以及跨音速/超音速巡航多目标精细化设计研究, 通过设计结果分析了翼型对于机翼特性的影响, 证实了多剖面翼型设计对现代战斗机机翼精细化设计的重要性。

2 小展弦比薄机翼边界层流场结构模拟与分析

在战斗机类小展弦比薄机翼的气动外形设计中, 由于忽略了翼型对机翼气动特性的影响, 气动分析手段往往采用线性小扰动方程或全速势/Euler 方程等无黏流方程结合附面层阻力修正的方法, 而不采用高精度的 $N-S$ 方程。为了探讨不同流动模型对绕小展弦比薄机翼流场及气动特性的模拟能力, 本文以某超音速战斗机机翼为例(图 1), 针对其超音速与跨音速巡航飞行状态, 分别采用 Euler 方程结合黏性阻力修正和耦合 SST 湍流模型的 RANS 方程数值模拟方法进行了流场和气动特性模拟计算。SST 模型在近壁处采用 $k-\omega$ 模型, 在边界层边缘和自由剪切层切换为 $k-\varepsilon$ 模型, 从而兼具二者的优点, 在航空工程计算中具有重要地位。给定的飞行状态为(其中雷诺数为单位长度雷诺数, 同下文):

$$Ma = 0.85, Re_{0.85} = 7.2 \times 10^6, Cl_{0.85} = 0.27;$$

$$Ma = 1.5, Re_{1.5} = 1.27 \times 10^7, Cl_{1.5} = 0.0878.$$

表 1 给出了使用不同控制方程数值模拟的计算结果, 从给出的气动参数来看, 除阻力系数外, 两种流动模型可以给出基本相同的计算结果: 俯仰力矩

图 1 (网络版彩图) (a) 某典型战斗机俯视图; (b) 战斗机的小展弦比薄机翼及翼型

表 1 不同控制方程计算气动参数比较

	$Ma=0.85$	Euler+viscose correction	$N-S$
	Cl	0.27	0.27
跨音速	Cd	0.0152+0.0048	0.0202
	Cm	-0.5707	-0.5728
	α	5.648	5.619
	$Ma=1.5$	Euler+viscose correction	$N-S$
	Cl	0.0878	0.0878
超音速	Cd	0.0105+0.0038	0.0144
	Cm	-0.1983	-0.1986
	α	2.5554	2.5603

系数和飞行迎角基本一致。因为在相同的升力系数下, 两种情况下的无黏流动会基本一致, 由无黏流动决定的力矩系数和飞行迎角也会一致。但是 Euler 方程阻力系数必须加上阻力系数黏性修正才能和 RANS 方程阻力系数接近。换言之, 从气动力特性评估的角度来说, Euler 方程数值解结合阻力系数黏性修正, 可以很好地计算本状态条件下的气动特性。

图 2 给出了跨音速和超音速巡航状态下不同控制方程计算得到的流场结构(其中绿色为边界层流动, 红色为边界层外无黏流动, 同下文)。在超音速巡航的情况下, Euler 方程和 RANS 方程计算的结果几乎完全一样, 因为在超音速情况下, 边界层变得十分薄, 整个流场由无黏流主导。但是在跨音速的情况下, Euler 方程和 RANS 方程计算结果给出了截然不同的流场结构图(图 2(a)和(b)), 因为此时边界层变厚, 黏性流动对整个流场的影响变大, 边界层出现了大面积的分离和横流现象。由于无黏流动控制方程不能模拟机翼表面边界层影响, 所以跨音速情况下边界层内复杂的流动完全被 Euler 方程所掩盖。

如果利用 Euler 方程对小展弦比薄机翼进行精细

图2 (网络版彩图) Euler 方程(a)和 RANS 方程(b)求解跨音速的空间流场结构; Euler 方程(c)和 RANS 方程(d)求解超音速的空间流场结构

化气动设计, 尽管在超音速情况下可以得到与实际相符的流场结构, 但是对于跨音速等低速的情况下, 并不能保证对流场结构的正确捕捉。此时, 由于无法模拟边界层内的流场结构, 由翼型的细节变化引起边界层流场结构的变化也会被忽略, 这样便不能达到机翼精细化设计的目的, 甚至有可能得出错误的设计结果。因此在战斗机类小展弦比薄机翼的精细化设计中, 为了更准确的捕捉边界层内的流场结构, 反映出翼型的变换引起的机翼气动性能的变化, 必须采用高精度的黏性流动气动分析方法。

3 翼型设计对小展弦比薄机翼气动特性影响

本节在不改变机翼平面形状的前提下, 对该机翼的翼型进行了多目标气动优化设计, 来提升不同巡航状态机翼的性能。跨音速和超音速巡航状态分别为

$$Ma = 0.85, Re_{0.85} = 7.2 \times 10^6, Cl_{0.85} = 0.27;$$

$$Ma = 1.5, Re_{1.5} = 1.27 \times 10^7, Cl_{1.5} = 0.0878.$$

利用经验公式 $Cl_{wing} = k Cl_{foil} \cos^2(\Lambda)$, 将机翼的设计升力系数转化到翼型的设计升力系数: $Cl_{0.85_foil} = 0.54, Cl_{1.5_foil} = 0.176$ 。使用耦合 SST 湍流模型的 RANS 方程对翼型进行气动特性分析, 优化目标

为最小化阻力系数, 同时保证翼型的最大厚度和力矩系数绝对值不增加, 使用罚函数来控制目标函数^[13]。优化设计模型为

$$\begin{cases} \text{Min} : Cd_{0.85}, Cd_{1.5}; \\ \text{Subject to} : Cl_{0.85_foil} = 0.54, Cl_{1.5_foil} = 0.176; \\ \text{thickness} \geq \text{thickness}_0; \\ |Cm| \leq |Cm_0|. \end{cases}$$

图3给出了多目标优化 Pareto 前缘, 从前缘中选取一个兼顾跨音速和超音速特性的翼型如图4所示。重新评估该点气动特性, 如表2所示; 图5给出了两种状态下优化前后压力分布对比。翼型最大厚度位置后移, 跨音速状态的激波有所减弱。但是为了照顾超音速状态翼型的性能, 跨音速并没有表现出超临界翼型的特点; 图6给出了超音速状态下优化前后的压力云图, 可见由于翼型前缘半径减小, 翼型前缘的

图3 (网络版彩图) 翼型多目标优化 Pareto 前缘

图4 (网络版彩图) 初始翼型与优化后翼型

图 5 (网络版彩图) 优化前后压力分布
(a) $Ma=0.85$; (b) $Ma=1.5$

图 6 (网络版彩图) 超音速状态下优化前后的压力云图
(a) 初始翼型压力云图; (b) 优化后翼型压力云图

表 2 优化前后翼型气动计算结果

跨音速	$Ma=0.85$	Init	Opt
	Cl	0.54	0.54
	Cd	0.01987	0.01742
	Cm	-0.0403	-0.0392
	α	1.85	1.81
超音速	$Ma=1.5$	Init	Opt
	Cl	0.176	0.176
	Cd	0.02755	0.02524
	Cm	-0.0387	-0.0385
	α	2.82	2.79

脱体激波后移, 脱体激波的强度有所减小, 有利于减小翼型的压差阻力。

将优化后的翼型应用到该小展弦比薄机翼上, 机翼平面形状和扭角均保持不变, 只改变机翼的剖面形状, 气动计算结果如表 3 所示。对比发现,

$Ma=0.85$ 的情况下, 机翼的阻力系数反而增加, 与翼型优化的结果趋势相反; $Ma=1.5$ 的情况下, 机翼的阻力系数和翼型优化的结果一样, 均达到了减阻的效果。

$Ma=0.85$ 时, 机翼前缘附面层内存在大面积的横流和分离, 附面层内的流动和附面层外的无黏流完全不同, 如图 7 所示。从图 8(a)中的压力分布来看, 跨音速状态机翼前缘存在很大的逆压梯度, 诱导了前缘发生大面积分离。此时机翼上的压力分布(图 8(a))与翼型(图 5(a))在翼根之外完全不同。总之, 在跨音速状态下, 横流和附面层内分离的存在使得无法准确的提取翼型优化指标, 单纯翼型的优化设计对小展弦比薄机翼失效。

$Ma=1.5$ 时, 翼型和机翼的计算的结果趋势一致, 这是因为此时附面层内的流动和附面层外的无黏流

图 7 (网络版彩图)Ma=0.85 优化后计算流场结构细节图

图 8 (网络版彩图)优化后剖面翼型压力分布
(a) $Ma=0.85$; (b) $Ma=1.5$

表 3 优化前后机翼气动计算结果

	$Ma=0.85$	Init	Opt
跨音速	Cl	0.27	0.27
	Cd	0.0203	0.0209
	Cm	-0.5722	-0.5770
	α	5.6367	5.5123
	$Ma=1.5$	Init	Opt
超音速	Cl	0.0878	0.0878
	Cd	0.0144	0.0139
	Cm	-0.1986	-0.1984
	α	2.5603	2.5575

基本一致, 流场结构清晰, 不存在横流和附面层

分离, 容易提取翼型的优化指标, 图 8(b)中机翼表面的压力分布也与图 5(b)中翼型的压力分布基本相同. 综合考虑, 在超音速战斗机类的小展弦比薄机翼的气动优化中, 为了保证优化结果, 必须在三维环境下进行多剖面翼型精细化设计, 单个翼型优化并不能保证机翼性能的提高.

4 三维气动优化设计方法的构建

本文三维气动优化设计方法包括参数化方法, 动网格技术、代理模型以及优化算法.

采用 FFD 技术对三维机翼进行参数化, 它不考虑翼型到机翼的插值过程, 直接对三维模型进行参数化建模. 对于任意空间, 构建任意形状框架以及任意控制顶点, 将待变形的物体整体嵌入框架中, 物体属性为具备较好的弹性, 与 FFD 空间属性一致, 在外力的作用下进行无约束变形, 即可以通过控制顶点对物体进行任意变形^[14-19].

在气动优化设计过程中, 新的机翼外形需要动网格技术将变形传递到空间网格, 实现空间网格自动更新, 避免手工生成新网格, 使优化设计自动化, 提高设计效率. 动网格主要解决三维空间插值的问题, 当前常用的结构动网格方法有: 无限插值法 (TFI)、Delaunay 三角剖分插值法^[20]、径向基函数插值法 (RBF). 本文建立了的结合四元数(quaternion)球形插值技术的距离倒数加权(IDW)插值法, 将网格变形分为旋转和平移两部分, 分步完成. 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^[21-25]. 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, 适用于飞行器大变形的设计和计算.

机翼三维气动力的计算非常耗时, 利用已知样本输入和输出数据构造的用于表示系统输入和输出关系的近似模型可以有效提高优化设计的效率. 本文采用 Kriging 代理模型^[26,27]来构建气动优化设计系统, Kriging 模型是一种基于统计理论的插值技术, 它是随机过程估计方差最小的无偏估计模型. 该模型以已知样本信息的动态构造为基础充分考虑到变量在空间上的相关特性, 建立对象的近似函数关系来模拟某一点的未知信息.

机翼设计是个多峰非线性非单调全局优化问题, 为了搜索到全局最优, 本文采用粒子群进化算法进

行单目标及基于 Pareto 概念的多目标设计^[28~31], 在已构建代理模型的基础上进行优化, 大大减小了气动计算的时间, 提高了优化效率.

5 三维环境下小展弦比薄机翼翼型的气动优化设计

5.1 跨音速状态单目标设计

本节在跨音速状态下对机翼三个剖面进行精细化设计, 设计目标为 $Ma=0.85$ 状态阻力最小, 约束条件为翼型最大厚度不减小, 力矩系数绝对值不增加, 使用罚函数来控制约束目标函数. 优化模型为

$$\begin{cases} \text{Min} : C_{d_{0.85}}; \\ \text{Subject to} : C_{l_{0.85}} = 0.27; \\ \text{thickness} \geq \text{thickness}_0; \\ |C_m| \leq |C_{m_0}|. \end{cases}$$

使用 FFD 对机翼进行参数化, 变化翼根、翼梢和 50%展长位置处的翼型. 选取 24 个设计变量, 使用拉丁超立方选取 500 个样本, 构建 Kriging 代理模型, 使用粒子群算法每代种群 200 个, 进化 50 代.

图 9 显示了本优化算例 FFD 控制框与设计的三个剖面翼型位置, 图 10 显示了优化前后空间流场结构, 可见经过机翼多剖面翼型优化后, 机翼前缘的分离完全消失, 附面层内的流场与无黏流基本一致. 图 11 给出了三个设计剖面的翼型优化前后形状对比, 图 12 优化

给出了前后不同剖面翼型压力分布对比. 表 4 给出了优化前后计算结果对比, 发现由于分离消失, 优化后阻力系数明显减小; 三个设计剖面翼型的弯度均有所增加, 导致巡航迎角减小, 这也是前缘分离消失的原因; 翼型后缘弯度增加, 后加载增加导致低头力矩稍微增加. 图 13(a)给出了优化前后机翼展向环量分布, 优化后环量分布更接近椭圆, 减小了机翼的诱导阻力.

综上所述, 保持机翼平面形状不变, 通过小展弦比薄机翼多剖面翼型精细化设计, 机翼在设计状态下的气动性能得到很大的提高.

该优化算例旨在证明小展弦比薄机翼精细设计的重要性, 未考虑超音速巡航状态. 表 5 显示了优化后的机翼在超音速巡航状态下的计算结果, 图 13(b)给出了优化前后超音速巡航状态的环量分布, 发现

图 9 (网络版彩图)机翼三个设计剖面与 FFD 控制框

图 10 (网络版彩图)优化前后流场结构对比

(a) 优化前; (b) 优化后

超音速巡航阻力增加. 可见, 跨音速性能的提高是以损失超音速性能为代价的, 二者相互矛盾, 要想兼顾超音速和跨音速两种巡航状态的气动性能, 必须对机翼进行多目标气动优化设计.

5.2 跨音速/超音速多目标设计

本节算例采用基于 Pareto 概念的多目标粒子群优化算法对战斗机机翼进行多目标精细化设计, 设计状态分别为

$$Ma=0.85, Re_{0.85} = 7.2 \times 10^6, Cl_{0.85} = 0.27;$$

$$Ma=1.5, Re_{1.5} = 1.27 \times 10^7, Cl_{1.5} = 0.0878.$$

使用文中构建的三维气动优化设计方法, 优化目标为两种飞行状态的阻力最小, 约束机翼厚度和

图 11 (网络版彩图)优化前后不同剖面翼型形状对比
(a) 翼根处; (b) 50%展长处; (c) 翼梢处

图 12 (网络版彩图)优化前后不同剖面翼型压力分布对比
(a) 翼根处; (b) 50%展长处; (c) 翼梢处

表 4 单目标优化前后机翼跨音速气动计算结果

$Ma=0.85$	Init	Opt
Cl	0.27	0.27
Cd	0.0203	0.0170
Cm	-0.5722	-0.5866
alpha	5.6367	4.876

力矩系数, 不满足约束的对目标函数进行惩罚. 优化模型为

图 13 (网络版彩图)优化前后机翼展向环量分布
(a) $Ma=0.85$; (b) $Ma=1.5$

表 5 单目标优化前后机翼超音速气动计算结果

$Ma=1.5$	Init	Opt
Cl	0.0878	0.0878
Cd	0.0144	0.0155
Cm	-0.1986	-0.2150
alpha	2.5603	2.3249

$$\begin{cases} \text{Min} : Cd_{0.85}, Cd_{1.5}; \\ \text{Subject to} : Cl_{0.85} = 0.27, Cl_{1.5} = 0.0878; \\ \text{thickness} \geq \text{thickness}_0; \\ |Cm| \leq |Cm_0|. \end{cases}$$

图 14 显示了多目标 Pareto 前缘, 选择其中一个兼顾跨音速和超音速特性的结果, 并对其进行重新评估. 图 15 给出了优化后机翼上的跨音速计算空间流场结构, 发现此时机翼前缘分离现象减弱, 但没有完全消失, 这是由于多目标设计时照顾超音速性能所致. 表

6 给出了优化后机翼的气动性能, 两种状态的气动性能都有所提高, 阻力系数都减小, 力矩基本不变, 巡航迎角有所减小, 达到了多目标气动优化的效果.

图 16 给出了优化前后三个设计剖面的翼型形状, 图 17 分别给出了优化前后不同设计剖面跨音速和超音速状态的压力分布. 翼根和 50%展长处翼型为了照顾超音速性能, 头部半径减小最大厚度后移; 翼

图 14 (网络版彩图)机翼多目标优化 Pareto 前缘

图 15 (网络版彩图) $Ma=0.85$ 优化后机翼的空间流场结构

表 6 多目标优化前后机翼气动计算结果

	$Ma=0.85$	Init	Opt
		C_l	0.27
跨音速		C_d	0.0203
		C_m	-0.5722
		α	5.6367
			5.4157
	$Ma=1.5$	Init	Opt
		C_l	0.0878
超音速		C_d	0.0144
		C_m	-0.1986
		α	2.5603
			2.4891

图 16 (网络版彩图)多目标优化前后不同剖面翼型形状对比

(a) 翼根处; (b) 50%展长处; (c) 翼梢处

图 17 (网络版彩图)多目标优化前后不同剖面翼型压力分布对比

(a) 翼根处 ($Ma=0.85$); (b) 50%展长处 ($Ma=0.85$); (c) 翼梢处 ($Ma=0.85$); (d) 翼根处 ($Ma=1.5$); (e) 50%展长处 ($Ma=1.5$); (f) 翼梢处 ($Ma=1.5$)

稍的翼型弯度增加, 提高了两种状态下翼尖的载荷, 减小了两种状态下的巡航迎角. 图 18 给出了优化前后两种状态机翼展向环量分布, 诱导阻力减小, 气动性能的得到提高.

通过结果可见, 机翼的设计需要权衡不同状态的气动性能, 建立合适的气动优化数学模型, 对小展弦比薄机翼进行多目标精细化设计可以进一步提高战斗机的气动性能.

6 结论

传统战斗机类小展弦比薄机翼的设计主要考虑

图 18 (网络版彩图)多目标优化前后机翼展向环量分布
(a) $Ma=0.85$; (b) $Ma=1.5$

机翼平面形状以及弯扭和厚度分布,而忽略对翼型形状的精细化气动设计,气动计算一般采用速度势方程或者 Euler 方程.随着翼型技术和计算流体力学的发展以及高性能战斗机的要求的不断提高,选用标准小弯度薄翼型或者仅对翼型进行弯扭和厚度分

布设计已不能满足精细化气动设计需要.为了进一步提高战斗机的性能,挖掘机翼的潜力,必须在优化机翼平面形状的基础上对机翼的翼型进行精细化设计.与此同时,由于考虑到了翼型的细节变化,附面层内的流场结构成为影响设计结果重要因素,此时传统的依靠无黏流动的气动分析手段已不再适用.为了弥补传统战斗机机翼设计的不足,本文研究了在跨音速/超音速巡航状态下,小展弦比薄机翼的精细化气动设计问题.

1) 分别使用 Euler 方程和 RANS 方程对某超音速战斗机机翼进行了数值模拟,发现 Euler 方程无法捕捉附面层内的流场结构.由于翼型的变化会极大地影响附面层的流场结构,因此对于小展弦比薄机翼的精细化设计,传统的势流理论或者 Euler 方程不再适用,必须采用高精度的 $N-S$ 方程.

2) 对机翼的翼型进行了多目标气动优化设计.证实机翼表面附面层内存在分离和横流的情况下,二维翼型设计的结果会失效.对于战斗机类的小展弦比薄机翼来说,很难从三维机翼提取翼型的优化指标,因此小展弦比薄机翼的精细化设计必须在三维环境下进行机翼多剖面翼型设计.

3) 结合 FFD 参数化、耦合四元数球形插值的距离倒数加权网格技术、Kriging 代理模型以及粒子群算法,构建了三维优化设计方法,可以对三维飞行器气动布局进行设计.

4) 保持机翼平面形状不变,对该小展弦比薄机翼进行了跨音速巡航状态单目标精细化设计,证实了翼型精细化设计对于提高机翼性能的重要性;然后对该机翼翼型进行了跨音速/超音速巡航状态多目标气动优化设计,通过多剖面翼型的精细化设计,两种状态的气动性能均有所提高,进一步证实了小展弦比薄机翼精细化设计的必要性.

参考文献

- 1 顾诵芬. 飞机总体设计. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006
- 2 方宝瑞. 飞机气动布局设计. 北京: 航空工业出版社, 1997
- 3 朱自强, 陈迎春, 王晓路, 等. 现代飞机的空气动力设计. 北京: 国防工业出版社, 2011
- 4 Richard M. Status review of a supersonically biased fighter wing design study. J Aircraft. 1984, 21: 767-775
- 5 Liu J L. A new intelligent genetic algorithm for aerodynamic optimization of advanced fighters. 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit., Reno, 2004
- 6 夏露. 飞行器外形气动、隐身综合优化设计方法研究. 博士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2004
- 7 苏伟. 隐身约束的多目标气动外形优化设计. 硕士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2004

- 8 王明亮. 飞行器气动与隐身综合设计研究. 硕士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2005
- 9 张德虎. 飞行器外形优化设计方法研究与应用. 博士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2012
- 10 Kim Y S, Lee D H, Kim Y Y . Multidisciplinary design optimization of supersonic fighter wing using response surface methodology. 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Atlanta, 2002
- 11 Kim Y S, Jeon Y H, Lee D H. Multi-objective and multidisciplinary design optimization of supersonic fighter wing. *J Aircraft*, 2006, 43: 817–824
- 12 Anderson J D. *Computational Fluid Dynamics*. Beijing: Tsinghua University Press, 2005
- 13 张光澄. 非线性最优化计算方法. 北京: 高等教育出版社, 2005
- 14 Jamshid A. Aerodynamic shape optimization based on free-form deformation. AIAA 2004-4630
- 15 Andreoli M, Janka A, Desideri J A. Free-form-deformation parameterization for multilevel 3d shape optimization in aerodynamics. INRIA Research Report 5019. 2003
- 16 Sederberg T W, Parry S R. Freeform deformation of solid geometric models. *Computer Graphics*, 1986, 22: 151–160
- 17 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术. 北京: 科学出版社, 2000
- 18 Andreoli M, Janka A, Desideri J A. Free-form-deformation parameterization for multilevel 3D shape optimization in aerodynamics. INRIA Research Report 5019. 2003
- 19 Sederberg T W, Parry S R. Freeform deformation of solid geometric models. *Computer Graphics*, 1986, 22: 151–60
- 20 Liu X Q, Qin N. Fast dynamic grid deformation based on Delaunay graph mapping. *J Comput Phys*, 2006, 211: 405–423
- 21 周璇, 李水乡. 距离倒数加权插值法最优参数研究. 第十五届全国计算流体力学会议论文集. 烟台: 全国计算流体力学会议组织委员会, 2012
- 22 刘瑜, 郭正. 网格变形的一种插值算法. 第十五届全国计算流体力学会议论文集. 烟台: 全国计算流体力学会议组织委员会, 2012
- 23 Maruyama I D, Bailly D. High Quality Mesh Deformation Using Quaternions for Orthogonality Preservation. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, 2012
- 24 Witteveen J A S. Explicit and Robust Inverse Distance Weighting Mesh Deformation for CFD. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, 2010
- 25 Dam B E, Koch M, Lillholm M. Quaternions, Interpolation and Animation. Technical Report DIKU-TR-98/5. 1998
- 26 李亮, 孙秦. SVM-HDMR 高维非线性近似模型构造法. *计算机工程与应用*, 2013, 49: 6–9
- 27 高月华. 基于 Kriging 代理模型的优化设计方法及其在注塑成型中的应用. 博士学位论文. 大连: 大连理工大学, 2009
- 28 苏伟. 基于 CFD 技术和代理模型的气动外形优化设计方法研究. 硕士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2007
- 29 李丁. 改进的粒子群优化算法在气动设计中的应用. *航空学报*, 2012, 33: 1809–1816
- 30 崔逊学. 基于多目标优化的进化算法研究. 博士学位论文. 合肥: 中国科学技术大学, 2001
- 31 朱自强, 付鸿雁, 吁日新, 等. 翼型和机翼的多目标优化设计研究. *中国科学: E 辑*, 2003, 33: 999–1006

Refined aerodynamic design optimization of a wing with small aspect ratio

WANG Chao & GAO ZhengHong

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

For aerodynamic design of fighter wings with the feature of small aspect ratio, the plan shape, camber-twist and thickness modification are mainly concerned and refined design of the airfoil is neglected. Therefore, Euler equation combined with boundary layer is the main technique to calculate the aerodynamic characteristics. Taking a typical fighter wing as an example, Euler equation and RANS equation are respectively utilized to calculate the flow field of the fighter wing. From the result, the flow details cannot be captured by Euler equation which reveals that Euler equation is not qualified for refined design of fighter wing. Airfoil aerodynamic design optimization is carried out and it is inferred that the results of airfoil design does not hold in small aspect ratio wing. Therefore, for small aspect ratio wing, airfoil design optimization must be conducted in 3-D circumstance. A 3-D aerodynamic design optimization frame is built which consists of FFD parameterization method, robust mesh deformation technique, Kriging surrogate model and PSO optimization algorithm. Employing the optimization frame, a single objective design is carried out at transonic state and a multi objective design is conducted at transonic/supersonic states. Aerodynamic characteristics are greatly improved from the design results.

a wing with small aspect ratio, refined design, Euler equation, RANS equation, 3-D aerodynamic design, multi objective design

doi: 10.1360/N092014-00156