

联结翼布局气动/结构/隐身一体化设计方法

Integration Design of Aerodynamic, Structure and Stealthy Performance for Joined-wing

楚亮/中国航空研究院航空数值模拟技术研究应用中心

摘要:从联结翼多学科优化要求出发,重点对并行子空间设计算法进行了改进。采用Pareto遗传算法作为系统级搜索策略,结构子学科优化则采用模拟退火算法。并在此基础上应用了旨在提高优化计算效率的响应面方法。实现了基于改进型并行子空间设计算法对气动、结构及隐身多目标函数间的折中与优化。

关键词: 联结翼布局; 并行子空间设计算法; Pareto遗传算法; 模拟退火算法; 响应面法

Keywords: joined-wing; concurrent subspace algorithm; Pareto genetic algorithm; simulated annealing algorithm; response surface methodology (RSM)

0 引言

联结翼布局可以被定义为一种前翼、后翼连接成在俯视图和前视图都构成菱形的串联式机翼布局^[1]。联结翼布局具有很多优势,主要表现在:较轻的结构重量、较高的强度刚度、较小的诱导阻力、较大的升力系数、具有良好的稳定性和操纵性。联结翼布局的应用研究在国外早已开展,针对此种布局的气动与结构设计都取得了很大进展^[1,3]。Wolkovitch早在1986年就提出了联结翼布局的许多新特点,在此后的研究中,多位学者对联结翼布局在气动、结构、颤振以及相互耦合关系方面进行了研究。国内学者对联结翼布局的研究开展较晚,但也取得了初步的成效^[4-5]。

并行子空间设计算法(Concurrent Subspace Design, CSD)是由Stelmack和Batill等人在并行子空间优化算法(CSSO)基础上提出的一种多学科设计优化算法^[6]。最初这一算法称为基于响

应面的CSSO算法(CSSO-RS)。其核心是对子空间优化内容进行了拓展,使算法能适应设计方法多样性和体现设计人员的创造性。但该方法存在两点不足:一是采用模拟退火搜索策略虽然在理论上能够得到全局最优解,但实际搜索效率很低,跳出局部最优能力有限,同时梯度下降法自身也无法得到全局最优;二是采用先离散后连续的处理方法人为增加了计算时间。

本文重点对CSD算法的子空间优化方法进行了改进,采用Pareto遗传算法(Pareto GA)作为系统级搜索策略,结构分学科则采用适合本学科且效率更高的模拟退火算法(SA)作为搜索策略。响应函数模型采用神经网络模型构造,见文献[7]。在响应面的构建中,采用了均匀试验设计法,见文献[8]。

1 改进型CSD算法的设计流程

子空间设计^[6]的概念是在子空间优化模块中引入设计者控制的思想。即

CSD过程允许各学科的设计者独立并行地采用各种现有分析工具和设计方法,这些分析工具可以是专用软件,也可以是试验数据。这些在各个子空间所采用的方法都是最合适本空间的方法,这使得在CSD过程中,最大限度的利用了设计者的干预能力和设计经验,极大地提高了设计的灵活性。

本文在文献[6]的基础上对并行子空间设计进行了改进,提出了一种改进型并行子空间设计算法(Improved Concurrent Subspace Design, ICSD)。如图1所示,算法的设计流程主要分为5步。

1) 试验点选择:选择全局设计变量作为试验设计的设计因素,在此基础上针对结构学科的特殊性,添加满足结构学科的设计变量得到结构局部设计变量。

2) 子空间设计:气动、隐身子空间不进行优化设计,只对初始试验样本点进行计算分析,同时将得到的载荷分布输出给结构设计变量进行结构子空间的优化设计。

3) 响应面构造: 以气动、结构及隐身子空间设计得到的设计变量和状态变量为样本, 构建全局设计变量响应面, 并进行响应面的显著性检查。

4) 系统级优化: 系统级优化采用 Pareto GA, 得到设计问题的 Pareto 解集。

2 系统级搜索策略

遗传算法通过借鉴生物自然选择与遗传变异机制, 选择优良个体作为父代, 通过父代个体的复制、杂交和变异来繁衍进化子代种群。它是一种隐并行、随机、自适应、稳健的搜索算法。将遗传算法与 Pareto 方法结合便形成了处理多目标优化问题的 Pareto 遗传算法。为使 Pareto 最优解集分布良好, 本文采用联赛式选择复制算子技术、基于共享机制的小生境技术来控制。

2.1 Pareto 最优解的定义

Pareto 最优解又称为非劣解、有效解或可接受解。对于多目标问题可以描述为:

$$\begin{aligned} \text{Min } f(X) &= [f_1(X), f_2(X), \dots, f_k(X)], k \geq 2 \\ \text{s.t. } X &\in C \end{aligned} \quad (1)$$

式中, $f_i(X)$, $i=1, 2, \dots, k$, 为各个目标函数, C 为模型约束集。

1) 当 $X_1 \in C$, $X_2 \in C$, 当且仅当式(2)成立, 称 X_1 比 X_2 优越。

$$\begin{aligned} \forall i \in (1, 2, \dots, k), f_i(X_1) &\leq f_i(X_2) \wedge j \in \\ (1, 2, \dots, k), \\ f_i(X_1) &< f_i(X_2) \end{aligned}$$

2) 若 $X^* \in C$, 且在 C 中不存在比 X^* 更优越的解, 则称 X^* 为 Pareto 最优解。由所有 Pareto 最优解构成的子空间称为 Pareto 前沿面。

2.2 联赛式选择复制算子

选择复制算子的目的就是要将优化的个体遗传到下一代, 多目标优化设计与单目标优化设计对最优解的定义不同, 因此多目标优化设计必须重新构造这个算子, 这关系到最终能否收敛到 Pareto 前沿面的重要因素。这一过程可以基于各个子目标函数间的优劣关系进行选择, 因此按适应度大小进行确定的选择复制方法在此实效, 本文采用了新型联赛式选择复制算子技术^[9], 其步骤如下:

1) 从当前种群中任意选择两个个体 X_1 和 X_2 。

2) 对两个个体进行比较, 直接比较各自适应度值(适应度由各个目标函数构造而成), 假设优化问题有 2 个适应度(两个目标函数), 如果个体 X_1 的 2 个适应度值都比个体 X_2 的相应的适应度优越, 则个体 X_1 被选中且遗传到下一代; 反之, 则个体 X_2 被选中并遗传到下一代; 否则随即选取一个遗传到下一代。

3) 这一过程反复进行, 直到复制到下一代的个体数达到预期设定的数目为止。

2.3 小生境技术

在遗传算法的优化搜索过程中, 复制杂交完全是随机的, 进化的后期, 大量个体集中于某一极值点上, 在求解多峰值问题时, 经常找到个别的几个最优值,

甚至得到的是局部最优解。本文采用小生境技术(nicking), 通过共享函数惩罚那些拥挤在一起的个体(即基因材料单一化的个体), 降低其生存概率, 从而维持整个群体基因材料的多样性^[10]。

3 子学科搜索策略

SA 算法是基于 Monte Carlo 迭代求解策略的一种随机寻优算法, 其出发点是基于物理中固体物质的退火过程与一般优化问题之间的相似性^[11]。其一般形式是: 从选定的初始解开始, 在借助于控制参数温度 T 递减时产生的一系列马尔科夫链中, 利用一个新解产生装置和接受准则, 重复进行包括产生新解—计算目标函数差—判断是否接受新解—接受(或舍弃)新解这四项任务的试验, 不断对当前解迭代, 从而达到使目标函数最优的执行过程。

SA 算法的表述如下:

(1) 任选一个初始解 x_0 ; $x_i := x_0$; $k := 0$;
 $t_0 := t_{\max}$ (初始温度);

(2) 若在该温度达到内循环停止条件, 则到(3); 否则, 从邻域 $N(x_i)$ 中随机选一个 x_j , 计算

$\Delta f_i = f(x_j) - f(x_i)$; 若 $\Delta f_i \leq 0$, 则 $x_i := x_j$, 否则若 $\exp(-\Delta f_i/t_k) > \text{random}(0, 1)$ 时, 则 $x_i := x_j$; 重复(2);

(3) $t_{k+1} := d(t_k)$; $k := k+1$; 若满足停止条件, 终止计算; 否则, 返回到(2)。

在上述的模拟退火算法中, 包含一个内循环和一个外循环。内循环是(2), 它表示在同一个温度 t_k 时, 在一些状态随即搜索。外循环主要包括(3)的温度下降变化 $t_{k+1} := d(t_k)$, 迭代步数的增加 $k := k+1$ 和终止条件。

4 算例及分析

4.1 优化模型

算例为一种典型的联结翼布局

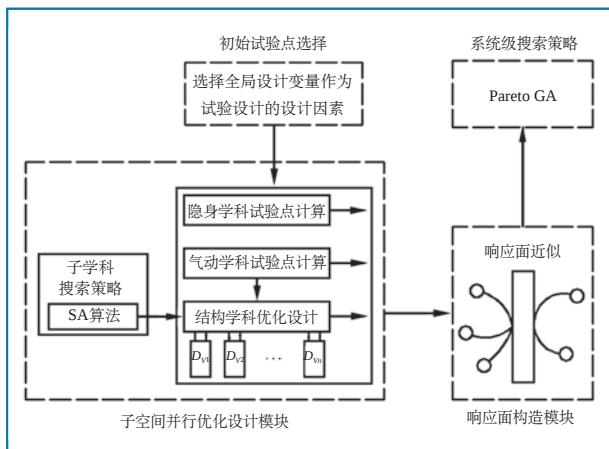


图1 算法设计流程图

(如图2所示),设计状态为:巡航高度 $H=4\text{km}$,巡航速度 $Ma=0.8$,仰角 $\alpha=1^\circ$;结构选材中:梁为合金钢,弹性模量 $E=210\text{GPa}$,泊松比 $\mu=0.3$,强度极限 $\sigma_b=1.2\text{GPa}$,密度 $\rho=7.2\times 103\text{kg/m}^3$;蒙皮为铝合金,弹性模量 $E=70\text{GPa}$,泊松比 $\mu=0.3$,强度极限 $\sigma_b=420\text{MPa}$,密度 $\rho=2.5\times 103\text{kg/m}^3$ 。RCS(雷达散射截面)计算条件为:雷达频率 $f=3\text{GHz}$,RCS值 σ 为头向 $\pm 30^\circ$ 平均值,水平极化和垂直极化;联翼姿态:俯仰 0° 、横滚 0° 、方位 $-180^\circ\sim +180^\circ$ 。全局设计变量选取为:后掠角 χ 、展长比 τ 、几何展弦比 λ_{ge} 、翼隔 G 、翼差角 δ 。其中,后掠角分别代表了前、后翼前掠、后掠角;展长比指后翼展长与前翼展长的比值,表示后翼相对于前翼的平面相对位置关系;几何展弦比在此处表示为翼展的平方与翼面积之比,与常规翼布局类似;翼隔是指前、后翼四分之一弦长处之间的高度差与平均气动弦之比,本文选取了前翼高于后翼的配置

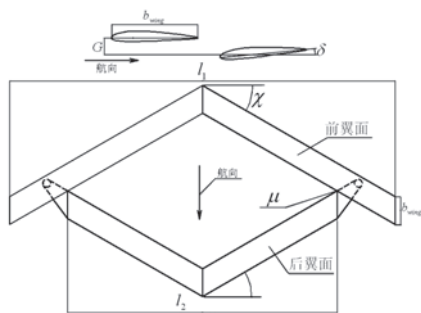


图2 联结翼布局模型

表1 全局设计变量取值范围

设计变量		最小值	最大值
后掠角(°)	χ	27	45
展长比(%)	τ	64	100
几何展弦比	λ_{ge}	5.8	8.2
翼 隔(%)	G	10	40
翼差角(°)	δ	0	3

表2 结构子学科设计变量取值范围

设计变量, mm	最小值	最大值
翼根蒙皮厚度 t_{mr}	2	10
翼尖蒙皮厚度 t_{mt}	0.5	2
翼根梁厚度 t_{lr}	2	10
翼尖梁厚度 t_{lt}	0.5	2

方式;翼差角是指两翼弦安装角间的差值,后翼相对与前翼逆时针旋转所产生的安装角为正,即前、后翼成V型布局。结构子学科设计变量为:翼根蒙皮厚度 t_{mr} ,翼尖蒙皮厚度 t_{mt} ,翼根梁厚度 t_{lr} ,翼尖梁厚度 t_{lt} 。模型的俯视图和侧视图见图2,全局设计变量的取值范围见表1,结构子学科设计变量取值范围见表2。

优化目标函数为:在联结翼翼面积不变的条件下,要求飞行器在巡航状态下,升阻比最大;结构重量最小;头向RCS较小,即:

$$\text{Max}(L/D), \text{Min}(W), \text{Min}(RCS_{fr})$$

满足约束条件:

- (1) 联结翼翼面积不变;
- (2) 翼尖位移 10%展长;
- (3) 剩余强度: $\eta = [\sigma]/\sigma > 1$

全局设计变量初值: [36, 64, 6.2,

35, 1]。

4.2 目标特性的分析计算模型

气动性能的分析计算,采用基于N-S方程的数值求解方法。网格采用六面体贴体网格系统,沿流向的网格拓扑

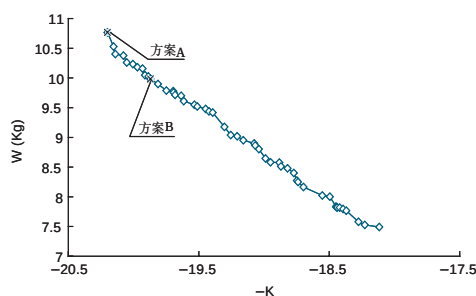


图3 联结翼升阻比K与单侧弹翼重量W的Pareto前沿面

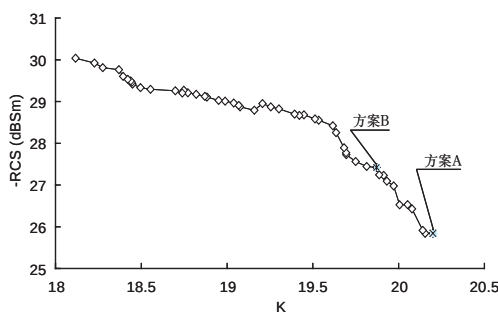


图4 联结翼升阻比K与头向雷达散射截面RCSfr的Pareto前沿面

结构为H型,求解器选择ESI - Fastran完成;结构性能的分析计算,采用结构有限元软件MD Nastran求解完成。本文的联结翼结构分析模型作了适当简化,只考虑了主承力部件包括蒙皮、梁、翼肋,将梁缘条厚度计入蒙皮厚度中,以减少模型复杂度。同时在模型中,通过PCL(Patran Command Language)控制蒙皮和梁沿展向的变厚问题,翼根部假定为六自由度固支结构;隐身性能的分析计算,采用高频方法中的物理光学法和等效电流物理绕射理论。

4.3 优化方法

在系统级优化计算中,取种群样本数 $M=50$,交叉概率为0.85,变异概率0.05,进化100代后,可以得到一组由50个非劣解组成的Pareto最优解集,该解集中的非劣解在目标函数空间中的分布如图3、图4所示。

4.4 优化结果及分析

从优化解集中选取任意两个解分别进行对比分析(图3、图4),图5、图6和

表3、表4分别给出了优化方案和初始外形气动性能的比较,由表可见,优化方案A、优化方案B的气动性能都优于初始方案,但隐身性能及结构重量都有所降低。这主要是因为初始方案采用了大后掠、展弦比较小的布局形式。从全局优化来讲,升阻比的较大提升完全可以克服结构重量略微的增加。图7给出了优化前后联结翼布局头向散射特性图。

表5给出了优化方案A的计算数据对比,通过对比可见采用本方法得到的优化设计预测值与实际计算值间的差别较小,能够满足实际应用的需要。表6给出了优化前后全局设计变量的对比。

从优化结果来看,两个优化方

表3 设计点气动性能比较

气动性能	初始外形	优化方案A	优化方案B
升力系数	0.426	0.502	0.451
阻力系数	0.0236	0.0249	0.0229
升阻比	18.07	20.16	19.70

表4 设计点隐身\结构性能比较

隐身/结构性能	初始外形	优化方案A	优化方案B
头向均值(dBSm)	-36.7	-30.3	-31.8
翼尖位移(mm)	85.1	112.7	86
半展重量(kg)	9.3	10.6	10.9

表5 方案A的联结翼计算数据比较

参数	CL	CD	K	W	RCS _{tr}
预测	0.497	0.0245	20.3	10.8	-30.6
计算	0.502	0.0249	20.16	10.6	-30.3
误差(%) (预测值/ 计算值)	+1	+1.6	-0.69	-1.9	-1

表6 优化前后各设计变量对比

设计变量	初始外形	优化方案A	优化方案B
χ	36	27.5	28
τ	64	64	65
λ_g	6.2	8.2	7.6
G	35	39	40
δ	1	0.687	1.2

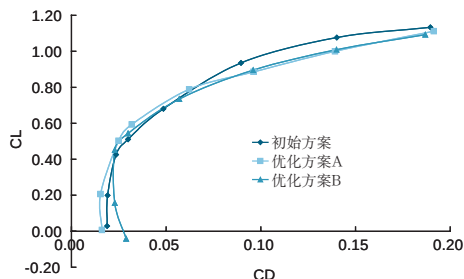


图5 联结翼布局气动性能对比

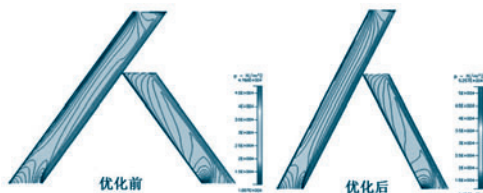


图6 优化前后联结翼上表面压力等值线对比

案在气动性能上有显著的提高,结构及隐身性能略有下降,但能达到全局最优化。同时,优

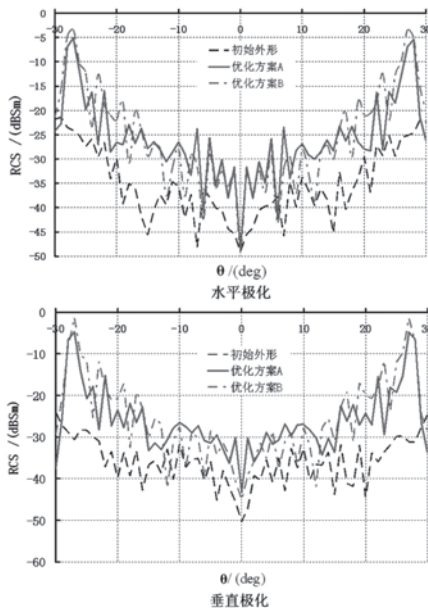


图7 优化前后联结翼布局头向散射特性

化方案A在气动性能上优于B方案,但在隐身性能上低于B方案。这也体现出了Pareto遗传算法的特点,即为设计师提供一系列的最优解,由设计师根据具体的需要权衡选择最有利的优化方案。

5 结论

通过对联结翼布局进行气动/结构/隐身一体化优化设计,结果表明,本文所采用的改进型并行子空间设计算法能够较好地分析多学科优化设计问题,能够正确地反映联结翼布局各个设计变量对其气动、结构及隐身特性的制约及响应关系,优化结果比较合理。证明了本方法适用于联结翼气动/结构/隐身一体化优化这类复杂的多目标设计问题。

AST

参考文献

- [1] Wolkovitch J. The Joined Wing: An Overview [R]. AIAA, 1985-0274.
- [2] Wai J, Herling W.W, Muilenburg D.A, Analysis of a joined-wing configuration [J]. AIAA, 1994-0657.

[3] Nangia R.K, Palmer M.E. Platform variation effects in unconventional high aspect ratio joined wing aircraft incorporating laminar flow [J]. AIAA, 2005-243.

[4] 潘家正,吕庆风,联接翼布局低速纵向气动特性研究[J].空气动力学学报.1996, 14(01): 79~85

[5] 李光里,李国文,黎军. 联接翼布局气动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(04): 513~519.

[6] Stelmack M A, Batil S M, et al. Application of the Concurrent Subspace Design Framework to Aircraft Brake Component Design Optimization[R]. AIAA, 1998-20033.

[7] Myers R H, Montgomery C. Response surface methodology: process and product optimization using designed experiments [M]. New York: Wiley, 1995.

[8] 方开泰,马长兴. 正交与均匀试验设计[M]. 北京: 科学出版社, 2001, 50~59.

[9] Crossley W A, Cook A M. Using the two-branch tournament genetic algorithm for multiobjective design[R]. AIAA, 1998-1914.

[10] 崔逊学.多目标进化算法及其应用[M].北京: 国防工业出版社, 2006: 48~58.

[11] 王振国,陈小前等.飞行器多学科设计优化理论与应用研究[M].北京: 国防工业出版社, 2006: 50~56, 199~203.

作者简介:

楚亮,博士,工程师,从事飞行器总体设计技术研究。