

文章编号:1000-6893(2007)05-1025-08

运用低自由度协同优化的机翼结构 气动多学科设计优化

刘克龙, 姚卫星, 余雄庆

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

Multidisciplinary Structural-Aerodynamic Design Optimization of Wings with Low Degree-of-freedom Collaborative Optimization

Liu Kelong, Yao Weixing, Yu Xiongqing

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘 要: 为了解决协同优化方法(CO)协调困难和计算量过大的问题,提出了低自由度协同优化方法(LDFCO)。LDFCO的系统级优化通过调整共享设计变量和辅助设计变量,使系统目标最优,并满足一致性约束条件。子系统优化通过调整局部设计变量,使子系统目标最优,并满足局部约束条件。子系统目标有2种形式:最小化本子系统的一致性约束函数和直接与系统目标有关的状态变量的加权和,或最小化一种不同于前者的一致性约束函数。着重研究了如何利用常规LDFCO/V1和基于代理模型的LDFCO/V1求解机翼的气动/结构多学科设计优化问题,并与CO方法进行了对比,结果表明常规LDFCO/V1和基于代理模型的LDFCO/V1都能成功地应用到机翼的多学科设计优化中,验证了LDFCO/V1的可行性和有效性。

关键词: 多学科设计优化; 低自由度协同优化; 协同优化; 代理模型

中图分类号: V221 **文献标识码:** A

Abstract: In order to reduce computation cost and improve convergence characteristic of collaborative optimization (CO), low degree-of-freedom collaborative optimization (LDFCO) is proposed. The system-level optimizes the problem target by changing the shared and auxiliary variables and being subjected to the consistency constraints. Each subsystem optimizes its objective, satisfies its local constraints by varying its local variables. There are two formulations of the objective of each subsystem. One is to minimize the weighted sum of its consistency constraint function and its state variables included in the problem target. The other is to minimize a different consistency constraint function. The key issue of the investigation is how to formulate and solve the multidisciplinary structural-aerodynamic design optimization of a wing with the conventional LDFCO/V1 and the surrogate-model-based LDFCO/V1. This problem is also solved with collaborative optimization. The results indicate that LDFCO/V1 is feasible and effective and can be successfully applied to multidisciplinary design optimization of wings.

Key words: multidisciplinary design optimization; low degree-of-freedom collaborative optimization; collaborative optimization; surrogate model

机翼气动力与结构变形之间存在耦合效应,传统的设计模式难以找到整体性能最优解,并且设计周期长。多学科设计优化(MDO)是解决此类复杂系统问题的有效方法^[1]。协同优化方法(collaborative optimization, CO)^[2]是一种较好的多学科设计优化方法,它省略了系统分析,使各个子系统能并行地进行分析和优化,与工业界现有

的设计组织和管理形式相一致。CO方法得到了比较广泛的应用和研究,但是由于设计变量和需要协调的变量较多,一致性协调比较困难,计算量过大。白小涛等^[3]通过对一致性约束进行处理,提出了动态松弛近似的协同优化方法,并利用该方法对机翼进行了气动/结构多学科设计优化。

为了解决协同优化一致性协调困难、计算量过大的问题,本文提出了低自由度协同优化方法(low degree-of-freedom collaborative optimiza-

收稿日期:2006-12-22; 修订日期:2007-06-21
基金项目:国家自然科学基金(90305004)
通讯作者:姚卫星 E-mail:wxiao@nuaa.edu.cn

tion, LDFCO)。其变量分配与 BLISS-RS^[4] 相似,与 CO 方法相比,它的设计变量和一致性约束中包含的变量都有所减少,能够提高收敛速度,减小计算量。

首先介绍了 LDFCO 方法的基本思想和分解方法,然后利用常规 LDFCO/V1、基于代理模型的 LDFCO/V1 和 CO 求解某轻型飞机机翼气动/结构多学科设计优化问题,并比较和检验 LDFCO/V1 的效率。

1 基本术语

系统分析:也称为多学科分析。给定系统设计变量,通过解一组系统状态方程,得到系统状态变量的分析过程。对于复杂工程系统,系统分析涉及多门学科分析,对于非层次系统,由于耦合效应,分析过程需多次迭代才能完成。

共享设计变量:也称为全局设计变量,是同时被 2 个或 2 个以上的学科或子系统控制的设计变量。

局部设计变量:只被某一个学科或子系统控制的设计变量。

耦合状态变量:在多学科分析中,有些分属于不同学科的状态变量相互耦合,即存在互为输入输出关系。这种互相耦合的状态变量称为耦合状态变量。

辅助设计变量:为实现子系统间的解耦,引入的与耦合状态变量相对应的辅助变量。

一致性约束:等式约束,用来保证耦合状态变量与相应的辅助设计变量一致。

2 低自由度协同优化方法

LDFCO 是一种在 CO 方法基础上提出的方法,它可以看做是结合了 BLISS-RS 方法的变量分配方式和 CO 方法的变量协调方式的多学科设计优化方法。其基本思想是:(1) 把整个优化问题分解为一个系统级优化问题和多个子系统优化问题,它们之间通过一致性约束相联系。(2) 系统级优化以系统目标为目标函数,设计变量包括共享设计变量和辅助设计变量,约束条件只包括一致性约束。(3) 子系统的优化目标是使该子系统经优化所得的耦合状态变量值与它们所对应的系统级传递过来的辅助设计变量值的差异最小,并对直接与系统目标有关的状态变量的取值给以指导。(4) 子系统优化的设计变量只包括该子系

统的局部设计变量,约束条件只包括该子系统的局部约束条件。系统级传递来的共享设计变量和辅助设计变量的值固定。

LDFCO 有 2 种描述形式:LDFCO/V1 和 LDFCO/V2。这 2 种描述形式的主要区别是系统级设计变量和子系统的目标函数有所不同。

LDFCO/V1 方法的系统级优化问题可表述为

$$\begin{aligned} \min & f(\mathbf{Z}) \\ \text{s. t.} & J_i = \|\mathbf{Y}_{Ci} - \mathbf{X}_{Ai}\|^2 = 0 \\ & i = 1, \dots, N \\ & \mathbf{Z} = \{\mathbf{X}_S, \mathbf{X}_A\} \end{aligned}$$

式中: $f(\mathbf{Z})$ 为整个系统的目标函数; J_i 是一致性约束函数,在优化时对一致性约束放宽余度,变为不等式约束; N 为子系统的个数; \mathbf{Y}_{Ci} 为耦合状态变量; \mathbf{X}_S 为共享设计变量; \mathbf{X}_{Ai} 是 \mathbf{Y}_{Ci} 对应的辅助设计变量。

子系统 i 的优化问题可表述为

给定: $\mathbf{X}_S, \mathbf{X}_{Ai}, \mathbf{X}_{Aj}$

$$\begin{aligned} \min & \omega_1 \|\mathbf{Y}_{Ci} - \mathbf{X}_{Ai}\|^2 + \mathbf{w} \cdot \mathbf{Y}_{Si} \\ \text{s. t.} & \mathbf{G}_i \leq 0 \\ & \mathbf{X}_i = \{\mathbf{X}_{Li}\} \end{aligned}$$

式中: \mathbf{Y}_{Ci} 为子系统 i 输出到其他子系统的耦合状态变量; \mathbf{X}_{Ai} 为与 \mathbf{Y}_{Ci} 对应的辅助设计变量; \mathbf{X}_{Aj} 为其他子系统输入到子系统 i 的耦合状态变量所对应的辅助设计变量; \mathbf{G}_i 为子系统 i 的局部约束条件; \mathbf{X}_{Li} 为子系统 i 的局部设计变量; \mathbf{Y}_{Si} 为子系统 i 中直接与系统目标有关的状态变量; ω_1 为权重系数,其值根据实际问题选取; \mathbf{w} 为权重系数向量,其元素为 1 或 -1, \mathbf{Y}_{Si} 需要最大化时,取 -1。

LDFCO/V2 方法的系统级优化问题可表述为

$$\begin{aligned} \min & f(\mathbf{Z}) \\ \text{s. t.} & J_i = \|\mathbf{Y}_{Ci} - \mathbf{X}_{Ai}\|^2 + \|\mathbf{Y}_{Si} - \mathbf{X}_{AYi}\|^2 = 0 \\ & i = 1, \dots, N \\ & \mathbf{Z} = \{\mathbf{X}_S, \mathbf{X}_A, \mathbf{X}_{AY}\} \end{aligned}$$

式中: \mathbf{Y}_{Si} 为直接与系统目标有关的状态变量; \mathbf{X}_{AY} 为 \mathbf{Y}_{Si} 对应的辅助设计变量。

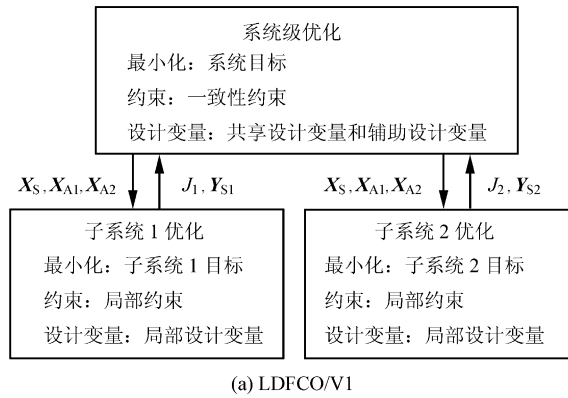
子系统 i 的优化问题可表述为

给定: $\mathbf{X}_S, \mathbf{X}_{Ai}, \mathbf{X}_{Aj}, \mathbf{X}_{AYi}$

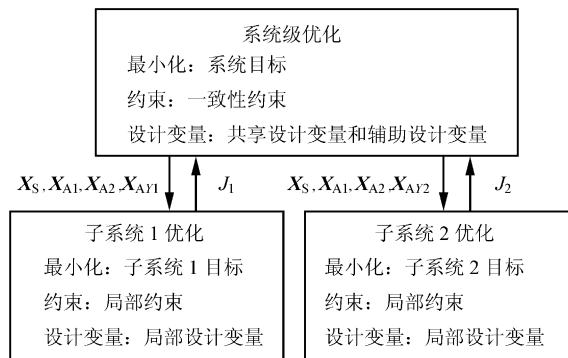
$$\begin{aligned} \min & \|\mathbf{Y}_{Ci} - \mathbf{X}_{Ai}\|^2 + \|\mathbf{Y}_{Si} - \mathbf{X}_{AYi}\|^2 \\ \text{s. t.} & \mathbf{G}_i \leq 0 \\ & \mathbf{X}_i = \{\mathbf{X}_{Li}\} \end{aligned}$$

式中: \mathbf{Y}_{Si} 为子系统 i 中直接与系统目标有关的状态变量; \mathbf{X}_{Ai} 为 \mathbf{Y}_{Si} 对应的辅助设计变量。

2 个子系统的 LDFCO 方法基本框架见图 1。



(a) LDFCO/V1



(b) LDFCO/V2

图 1 LDFCO 方法的基本框架

Fig. 1 Basic framework of LDFCO

由问题描述和图 1 可以看出, LDFCO/V1 和 LDFCO/V2 基本框架是相似的, 只是系统级的设计变量和子系统的目标函数有所不同。如果子系统状态变量都是耦合状态变量, 而没有直接与系统目标有关的状态变量, 则 LDFCO/V1 和 LDFCO/V2 两种描述形式就变为完全相同的形式, 这种没有直接与系统目标有关的状态变量的描述形式在文献[5]中进行过研究, 所以 LDFCO 方法也可以看做文献[5]中方法的发展。

由上面阐述可以看出, LDFCO 的主要特点有: (1) LDFCO/V1 的系统级设计变量包含共享设计变量和耦合状态变量对应的辅助设计变量, LDFCO/V2 还包括直接与系统目标有关的状态变量对应的辅助设计变量, 各个子系统设计变量只包含该子系统的局部设计变量; (2) 系统级的一致性约束保证不同子系统中变量的一致性, LDFCO/V1 需要协调一致的变量只包括耦合状态变量, LDFCO/V2 还包括直接与系统目标有关的状态变量, 协调变量数量的减少降低了协调难度;

(3) 子系统优化可以并行; (4) 不需要系统分析。

通过数学算例检验了 LDFCO/V1 和 LDFCO/V2 的效率, 结果表明 LDFCO/V1 效率更高。所以本文只探讨如何将 LDFCO/V1 方法应用于机翼气动/结构多学科设计优化, 并对其计算结果进行讨论。

3 算例

某轻型飞机的基本参数见表 1^[6]。设计任务是在起飞重量和机翼面积不变的情况下, 优化机翼外形和结构尺寸, 使飞机的航程最大。为了进行比较, 下面分别采用 LDFCO/V1 和 CO 方法进行优化。

表 1 某轻型飞机基本数据

Table 1 Basic parameters of a light aircraft

参 数	参 数 值
起飞重量(W_{to})/kg	700
机翼面积(S)/m ²	10
相对厚度(t/c)/%	12
零燃油重量减机翼重量(W_q)/kg	480
螺旋桨效率(η_p)	0.8
发动机耗油率(C_p)	0.6
设计升力系数(C_L)	0.49
巡航速度(V)/(km · h ⁻¹)	200
巡航高度(H)/m	3 000

3.1 利用 LDFCO/V1 进行优化设计

(1) 问题分解

利用 LDFCO/V1 把机翼气动/结构多学科设计优化问题分解为一个系统级优化问题和气动子系统、结构子系统优化问题。

系统级优化问题表述为

$$\begin{aligned} \max \quad & R = 603.4K \left(\frac{\eta_p}{C_p} \right) \ln \left(\frac{W_{to}}{W_q + 2W} \right) \\ \text{s. t.} \quad & J_1 = \left(\frac{a_1^{(0)} - a_1^{(1)}}{a_1^{(0)}} \right)^2 + \left(\frac{a_2^{(0)} - a_2^{(1)}}{a_2^{(0)}} \right)^2 \leq \epsilon \\ & J_2 = \left(\frac{\theta^{(0)} - \theta^{(2)}}{\theta^{(0)}} \right)^2 \leq \epsilon \end{aligned}$$

$$\mathbf{X} = \{AR, a_1^{(0)}, \theta^{(0)}\}$$

式中: 字母的上标数字(0)表示系统级; R 为航程; K 为升阻比(L/D); W 为机翼结构重量; 与目标函数相关的其他参数的定义见表 1; 设计变量 AR 为机翼的展弦比, 是共享设计变量; $a_1^{(1)}, a_2^{(1)}$ 为气动载荷分布系数, 是气动子系统的输出; $\theta^{(2)}$ 为翼尖扭转变形角, 是结构子系统的输出; $a_1^{(0)}, a_2^{(0)}$ 和 $\theta^{(0)}$ 是对应于 $a_1^{(1)}, a_2^{(1)}$ 和 $\theta^{(2)}$ 的辅助设计变量。展

弦比 AR 的取值范围为 5.0~8.0; a_1 的取值范围为 0.55~0.65; a_2 根据 a_1 求得, 它们确定的气动载荷分布应使设计升力系数为 0.49; θ 的取值范围为 $0.1^\circ \sim 0.3^\circ$; ϵ 为很小的正数。

气动子系统优化的任务是在给定的展弦比 AR, $a_1^{(0)}$, $a_2^{(0)}$ 和扭转变形角基础上, 通过调整翼根安装角 α 和翼尖扭转角 φ , 使气动子系统目标函数最小, 并同时满足设计升力系数的要求。其优化问题表述为

$$\begin{aligned} \min \quad & -\frac{L}{D} + w \left[\left(\frac{a_1^{(0)} - a_1^{(1)}}{a_1^{(0)}} \right)^2 + \left(\frac{a_2^{(0)} - a_2^{(1)}}{a_2^{(0)}} \right)^2 \right] \\ \text{s. t.} \quad & C_L = 0.49 \\ \mathbf{X}_1 = \quad & \{\alpha, \varphi\} \end{aligned}$$

式中 w 取不同值时, 系统级收敛速度不同, 后文的计算结果是在 w 等于 1 000 时得到的。

气动分析使用 VLM 程序。VLM 是基于涡格法的适用于复杂布局亚音速气动特性的分析程序, 该程序是余雄庆在文献[7]基础上改进而成的。使用该程序可确定给定机翼的展向载荷分布和诱导阻力系数等。由 VLM 程序获得的展向载荷分布可用如下函数拟合:

$$c_l = a_1 \sqrt{1 - \eta^2} + a_2 (1 - \eta)$$

式中: c_l 为沿展长的某个翼剖面的平均升力系数; η 为归一化的展向位置; a_1, a_2 为展向载荷拟合系数。弦向载荷分布定义为梯形分布。

由于该算例中的机翼面积和相对厚度保持不变, 近似认为零升阻力系数不变, 利用工程估算方法, 取零升阻力系数为 0.013。总阻力系数为零升阻力系数和诱导阻力系数之和。

气动子系统优化的结果(升阻比 L/D 和 J_1) 返回给系统级。

结构子系统优化的任务是在给定机翼的展弦比 AR, $a_1^{(0)}$ 和 $\theta^{(0)}$ 基础上, 通过调整各结构元件的尺寸 $\{x_i\}$, 使结构子系统目标函数最小, 并同时满足应力约束、位移约束、稳定性约束和尺寸约束等条件。其优化问题表述为

$$\begin{aligned} \min \quad & W + w \left(\frac{\theta^{(0)} - \theta^{(2)}}{\theta^{(0)}} \right)^2 \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} \sigma_i - [\sigma_i] \leq 0 & (\text{应力约束}) \\ u_j - u_j^* \leq 0 & (\text{位移约束}) \\ \lambda - 1 \geq 0 & (\text{稳定性约束}) \\ x_{i\min} \leq x_i \leq x_{i\max} & (\text{尺寸约束}) \end{cases} \end{aligned}$$

$$\mathbf{X}_2 = \{x_i\}$$

式中: x_i 为各结构元件的截面尺寸。 w 取不同值

时, 系统级收敛速度不同, 后文的计算结果是在 w 等于 1 000 时得到的。

应用 MSC Patran/Nastran 及 PCL 语言进行机翼结构有限元参数化建模和优化。机翼结构的有限元模型见图 2。

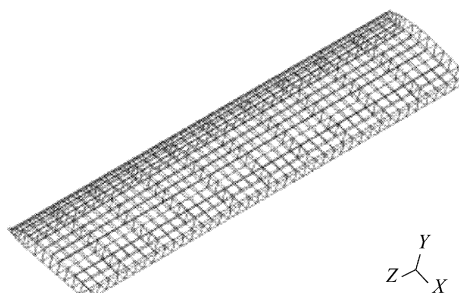


图 2 机翼结构有限元模型

Fig. 2 Structural finite element model of the wing

结构子系统优化的结果(机翼结构重量 W 和 J_2) 返回给系统级。

利用多学科优化软件 iSIGHT 来实现气动子系统、结构子系统和系统级, 其中气动子系统和结构子系统可以并行。

(2) 优化结果及讨论

分别利用常规 LDFCO/V1 和基于代理模型的 LDFCO/V1 求解该算例。利用常规 LDFCO/V1 求解时, 系统级优化采用遗传算法(GA), 气动子系统优化采用序列二次规划法(NLPQL), 结构子系统优化利用 MSC Nastran 进行计算, 采用缺省的可行方向法(MMFD)。航程迭代过程如图 3 所示。

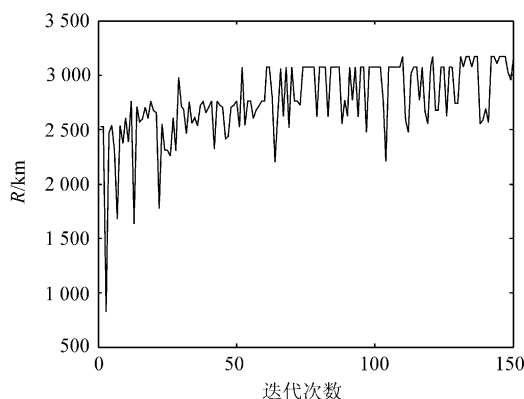


图 3 利用常规 LDFCO/V1 的航程迭代历史

Fig. 3 Iteration history of range by using conventional LDFCO/V1

由图 3 可以看出, 优化过程中有振荡现象。优化过程的初始阶段出现振荡现象主要是设计变

量变化引起的,而优化的后期出现振荡现象主要是遗传算法产生的变异点及气动和结构 2 个子系统的优化结果存在数值噪声引起的,这里的数值噪声指设计变量的微小变化导致优化不彻底,子系统的响应发生了较大变化。如果不考虑它们引起的振荡,图 3 中的航程已经收敛。虽然图 3 给出了 150 次迭代的结果,但是在 68 次迭代时设计变量已收敛到最优解,见图 4。把最优解回代到有限元模型中得最优结果如表 2 所示。

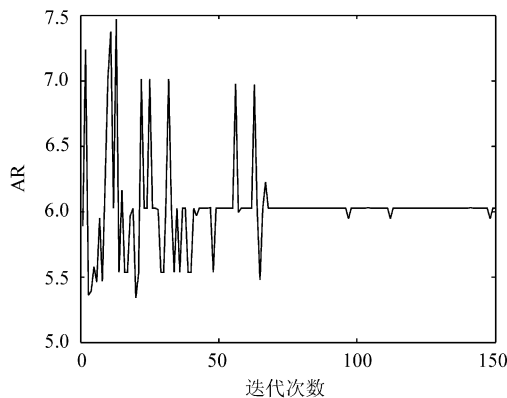


图 4 利用常规 LDFCO/V1 的 AR 迭代历史

Fig. 4 Iteration history of aspect ratio by using conventional LDFCO/V1

表 2 利用常规 LDFCO/V1 的优化结果

Table 2 Optimization results by using conventional LDFCO/V1

参 数	最 优 解
展弦比(AR)	6.02
翼根安装角(α)/($^{\circ}$)	3.89
翼尖扭转角(φ)/($^{\circ}$)	-4.12
机翼结构重量(W)/kg	46.2
升阻比(L/D)	18.5
航程(R)/km	2 994

利用常规 LDFCO/V1 求解时,系统级每迭代一次,都要进行多次 Nastran 优化计算和更多次的 VLM 分析计算,其计算次数与遗传算法种群个体数量成正比,其中 Nastran 优化计算耗时较多,并且容易产生数值噪声。数值噪声的产生有多种原因,比如优化过程没有收敛或设计变量的变化导致优化过程收敛到了另一个局部最优解等^[8]。如果不对这些数值噪声进行处理,系统级优化在包含数值噪声的有限元计算结果指导下可能会得到较差的优化结果或不收敛。

代理模型可以用来过滤掉部分数值噪声,并

且可以用来代替高精度子系统优化模型在系统级优化中调用。

本文建立了机翼结构优化的 Kriging 代理模型,在系统级优化中调用该代理模型即可产生机翼结构重量 W 和结构变形角 θ 。建立代理模型时,首先在系统级设计变量空间中,采用拉丁方试验设计法选取样本点,然后利用 MSC Nastran 优化,优化目标为机翼重量与一致性约束函数的加权和最小。得到对应每个样本点的响应(最小结构重量 W 和结构变形角 θ)。为了减弱不完全收敛造成的数值噪声(异常点),通过改变设计参数,每个样本点优化两次,并选择最小重量对应的响应(W 和 θ)作为该样本点的响应。最后利用样本点及其响应值,建立 Kriging 代理模型。代理模型建立后,给定输入变量 $\{AR, a_1^{(0)}, \theta^{(0)}\}$,利用 Kriging 代理模型进行一次计算即可得到响应值 $\{W, \theta^{(2)}\}$ 。

因为 VLM 计算耗时少,所以没有建立气动子系统的代理模型。

利用基于代理模型的 LDFCO/V1 求解时,系统级优化采用遗传算法,气动子系统优化采用序列二次规划法,结构子系统采用 Kriging 代理模型进行计算。航程迭代过程如图 5 所示。

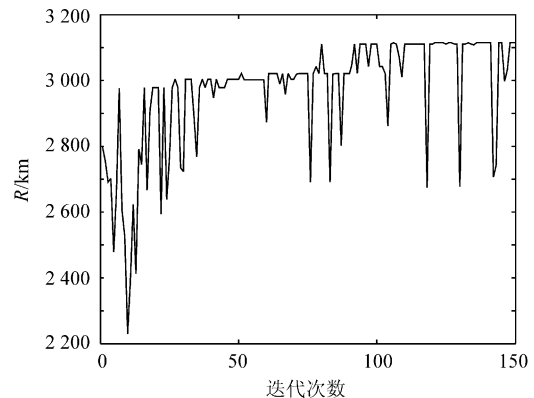


图 5 基于代理模型的 LDFCO/V1 的航程迭代历史

Fig 5 Iteration history of range by using surrogate-model-based LDFCO/V1

由图 5 可以看出,相对于常规 LDFCO/V1,其优化过程后期的振荡现象有所缓和,这是因为在系统级优化时用代理模型取代了结构子系统,结构子系统不再产生数值噪声。但是气动子系统还是会产数值噪声及遗传算法会产生变异点,所以仍然有振荡现象。把最优解回代到有限元模型中得最优结果如表 3 所示。

表 3 基于代理模型的 LDFCO/V1 的优化结果
Table 3 Optimization results by using surrogate-model-based LDFCO/V1

参 数	最 优 解
展弦比(AR)	6.01
安装角(α)/($^\circ$)	3.97
扭转角(φ)/($^\circ$)	-4.35
机翼结构重量(W) /kg	47.6
升阻比(L/D)	18.5
航程(R)/ km	2 920

由表 2 和表 3 可以看出,2 种方法都能得到较好的优化结果。但基于代理模型的方法能够减小计算量,过滤数值噪声,其主要计算量是用来建立代理模型。所以基于代理模型的 LDFCO/V1 是一种更实用的优化方法。

3.2 利用协同优化方法进行优化设计

系统级优化问题表述为

$$\max R = 603.4K^{(0)} \left(\frac{\eta_F}{C_p} \right) \ln \left(\frac{W_{to}}{W_q + 2W^{(0)}} \right)$$

$$\text{s. t.} \quad J_1 \leq \epsilon \quad J_2 \leq \epsilon$$

$$\mathbf{X} = \{AR^{(0)}, a_1^{(0)}, \theta^{(0)}, W^{(0)}, K^{(0)}\}$$

式中字母的上标数字(0)表示系统级设计变量。

气动子系统在系统级给定的 $AR^{(0)}$, $a_1^{(0)}$, $a_2^{(0)}$, $\theta^{(0)}$ 和 $K^{(0)}$ 基础上,通过调整设计变量,使 J_1 最小,并满足设计升力系数的要求。气动子系统优化问题表述为

$$\min J_1 = \left(\frac{AR^{(0)} - AR^{(1)}}{AR^{(0)}} \right)^2 + \left(\frac{a_1^{(0)} - a_1^{(1)}}{a_1^{(0)}} \right)^2 + \left(\frac{a_2^{(0)} - a_2^{(1)}}{a_2^{(0)}} \right)^2 + \left(\frac{\theta^{(0)} - \theta^{(1)}}{\theta^{(0)}} \right)^2 + \left(\frac{K^{(0)} - K^{(1)}}{K^{(0)}} \right)^2$$

$$\text{s. t.} \quad C_L = 0.49$$

$$\mathbf{X}_1 = \{AR^{(1)}, \theta^{(1)}, \alpha, \varphi\}$$

式中字母的上标(1)表示气动子系统。

结构子系统在系统级给定的 $AR^{(0)}$, $a_1^{(0)}$, $a_2^{(0)}$, $\theta^{(0)}$ 和 $W^{(0)}$ 基础上,通过调整设计变量,使 J_2 最小,并满足局部约束条件。结构子系统优化问题表述为

$$\min J_2 = \left(\frac{AR^{(0)} - AR^{(2)}}{AR^{(0)}} \right)^2 + \left(\frac{a_1^{(0)} - a_1^{(2)}}{a_1^{(0)}} \right)^2 + \left(\frac{\theta^{(0)} - \theta^{(2)}}{\theta^{(0)}} \right)^2 + \left(\frac{W^{(0)} - W^{(2)}}{W^{(0)}} \right)^2$$

$$\text{s. t.} \quad \begin{cases} \sigma_i - [\sigma_i] \leq 0 & (\text{应力约束}) \\ u_j - u_j^* \leq 0 & (\text{位移约束}) \\ \lambda - 1 \geq 0 & (\text{稳定性约束}) \\ x_{i\min} \leq x_i \leq x_{i\max} & (\text{尺寸约束}) \end{cases}$$

$$\mathbf{X}_2 = \{AR^{(2)}, a_1^{(2)}, x_i\}$$

式中字母的上标(2)表示结构子系统。

由上面问题分解可以看出,CO 方法的设计变量和需要协调的变量都比 LDFCO/V1 多,如表 4 所示。

表 4 LDFCO/V1 与 CO 变量个数比较
Table 4 Comparison of variable numbers of LDFCO/V1 and CO

变 量	变量个数	
	LDFCO/V1	CO
系统级设计变量	3	5
气动子系统设计变量	2	4
气动子系统协调变量	2	5
结构子系统设计变量	局部变量数	局部变量数+2
结构子系统协调变量	1	4

CO 的气动子系统与 LDFCO/V1 相比,没有实质性变化,只是设计变量个数增多,优化时间也相应增加。分析采用 VLM 程序,优化采用序列二次规划法(NLPQL)。因为 VLM 计算耗时少,所以不需要建立气动子系统的代理模型。

CO 的结构子系统的设计变量包括局部设计变量、共享设计变量 $AR^{(2)}$ 和耦合状态变量 $a_1^{(2)}$ 。由于 $AR^{(2)}$ 和 $a_1^{(2)}$ 属于外层设计变量,不能与结构尺寸同时在 Nastran 中进行优化,每改变一次 $AR^{(2)}$ 和 $a_1^{(2)}$ 都要进行一次 Nastran 优化,因此对系统级传递来的每组 $\{AR^{(0)}, a_1^{(0)}, a_2^{(0)}, \theta^{(0)}, W^{(0)}\}$,都要进行至少几十次 Nastran 优化,以得到较小的 J_2 ,所以直接调用 Nastran 是不现实的,计算量太大。只能在结构子系统使用代理模型。

CO 的结构子系统中建立代理模型的方法根据代理模型的层次不同可以分为 3 种:

(1) 结构分析的代理模型:输入变量为结构元件尺寸,输出变量为重量和扭转变形角。该代理模型在结构元件较多时难以使用。文献[9]中的结构子系统就是采用的结构分析代理模型。

(2) 结构优化的代理模型:输入变量为系统级传递来的 $\theta^{(0)}$ 和 $W^{(0)}$ 以及结构子系统中需要进行优化的 $AR^{(2)}$ 和 $a_1^{(2)}$,输出变量为重量和扭转变形角。Nastran 优化的目标为 $\left(\frac{\theta^{(0)} - \theta^{(2)}}{\theta^{(0)}} \right)^2 + \left(\frac{W^{(0)} - W^{(2)}}{W^{(0)}} \right)^2$ 最小。

(3) 整个结构子系统的代理模型:输入变量为 $\{AR^{(0)}, a_1^{(0)}, \theta^{(0)}, W^{(0)}\}$,输出变量为 J_2 。对每组输入变量,都要进行至少几十次 Nastran 优化,计算量太大,难以使用。

本文采用第二种代理模型技术分别建立结构

优化的 Kriging 和四次响应面代理模型。

CO 中结构优化的代理模型与 LDFCO/V1 的主要差别是:CO 中需要利用优化算法优化 $AR^{(2)}$ 和 $a_1^{(2)}$ 的值,每调整一次 $AR^{(2)}$ 和 $a_1^{(2)}$,都要调用结构优化代理模型计算一次。而 LDFCO/V1 中利用代理模型进行一次计算即可得到响应值。

利用 CO 方法进行优化时气动和结构子系统采用序列二次规划法,系统级分别采用 NLPQL 法和 GA 法。研究发现优化过程收敛比较困难,一致性约束函数 J_1 和 J_2 减小到大约 10^{-3} 数量级后就很难再收敛到更小的值,难以得到完全协调的最优解。得到的结果需要调整才能得到合理的解。表 5 列出了一种 J_1 和 J_2 较小时的收敛结果。航程和展弦比迭代过程见图 6 和图 7。

表 5 系统级与各子系统变量比较

Table 5 Comparison of variables between system level and subsystems

	AR	$\theta/(^\circ)$	a_1	W/kg	K
系统级	7.12	0.22	0.567	68.58	20.17
结构子系统	7.16	0.24	0.567	67.22	
气动子系统	7.09	0.21	0.563		20.09

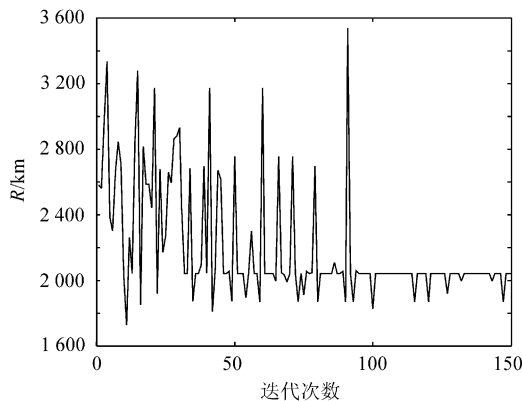


图 6 利用 CO 方法的航程迭代历史

Fig. 6 Iteration history of range by using CO

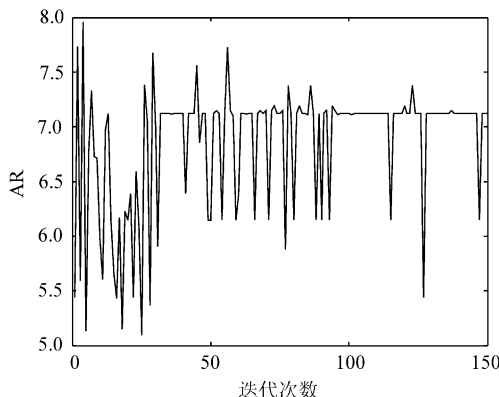


图 7 利用 CO 方法的展弦比迭代历史

Fig. 7 Iteration history of aspect ratio by using CO

表 5 中系统级和子系统同一变量的取值不完全相同,需要折中。取 AR 为 7.1,回代到有限元模型中得到航程为 2 416 km。由于 CO 方法协调困难,没有找到与 LDFCO/V1 相近的结果,其结果明显比常规 LDFCO/V1 和基于代理模型的 LDFCO/V1 的结果差。

计算结果表明 CO 方法由于设计变量和需要协调的变量过多,建立代理模型的难度较大,一致性协调比较困难,所以采用高精度分析模型时难以利用 CO 方法求解。另外由于 CO 方法的气动子系统和结构子系统的计算时间都比 LDFCO/V1 长,从而造成 CO 方法的总的优化时间也比 LDFCO/V1 长。

4 结 论

通过机翼多学科设计优化算例可以得出,LDFCO/V1 方法是一种比较有效的 MDO 方法,可靠性比较高,能够成功地实现机翼气动/结构多学科设计优化。它相对于 CO 方法,具有如下特点:(1) 减少了设计变量个数,可以减少计算量和降低建立代理模型的难度;(2) 减少了一致性约束中的变量个数,需要协调的变量的减少降低了协调难度,提高了收敛的可靠性。在 LDFCO/V1 方法中用代理模型取代子系统优化可以减小计算量,削弱数值噪声的影响。建立代理模型有 3 个关键问题:样本点的选取,代理模型的选取及如何获得准确的子系统优化结果。前 2 个问题已进行了较多的研究^[10-12],而如何获得子系统优化的较准确的结果(即如何判断和消除优化产生的异常点)还没有一个好的处理方法,有待进一步研究。一种较好的方法是采用稳健回归方法来判断异常点,然后对异常点改变优化参数,重新进行优化。

因为算例中气动分析采用的是只适用于亚声速翼面气动特性分析的涡格法,另外气动载荷分布展向采用修正的椭圆形分布,弦向采用简单的梯形分布,所以本文算例中的方法只适用于亚声速大展弦比机翼。要提高方法的通用性,气动分析应采用高精度分析模型(N-S 方程),并采用更准确的翼面载荷分布函数。

参 考 文 献

- [1] 余雄庆,丁运亮. 多学科设计优化算法及其在飞行器设计中应用[J]. 航空学报, 2000, 21(1): 1-6.
Yu Xiongqing, Ding Yunliang. Multidisciplinary design optimization: a survey of its algorithms and applications to aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sini-

- ca, 2000, 21(1): 1-6. (in Chinese)
- [2] Kroo I, Manning V. Collaborative optimization: status and directions[R]. AIAA 2000-4721, 2000.
- [3] 白小涛, 李为吉. 基于近似技术的协同优化方法在机翼设计优化中的应用[J]. 航空学报, 2006, 27(5): 847-850. Bai Xiaotao, Li Weiji. Application of collaborative optimization based on approximate methods in wing design optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5): 847-850. (in Chinese)
- [4] Altus T D. A response surface methodology for bi-level integrated system synthesis (BLISS) [R]. NASA CR 2002-211652, 2002.
- [5] Lin J G. Analysis and enhancement of collaborative optimization for multidisciplinary design[J]. AIAA Journal, 2004, 42(2): 348-360.
- [6] 张晓萍. 联结翼飞机气动/结构一体化设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006. Zhang Xiaoping. A study on integrated aerodynamics/structural design of joined-wing aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [7] Margason R J, Lamar J E. Vortex-lattice—Fortran program for estimating subsonic aerodynamic characteristics of complex planforms[R]. NASA TN D-6142, 1971.
- [8] Balabanov V, Kaufman M K, Giunta A A, et al. Developing customized wing weight function by structural optimization on parallel computers[R]. AIAA-96-1336, 1996.
- [9] Sangook J, Yong-Kee J, Joohyun R, et al. Application of collaborative optimization using response surface methodology to an aircraft wing design[R]. AIAA 2004-4442, 2004.
- [10] 张健, 李为吉. 飞机多学科设计优化中的近似方法分析[J]. 航空计算技术, 2005, 35(3): 5-8. Zhang Jian, Li Weiji. Approximation methods analysis in multidisciplinary design optimization [J]. Aeronautical Computer Technique, 2005, 35(3): 5-8. (in Chinese)
- [11] 穆雪峰, 姚卫星, 余雄庆, 等. 多学科设计优化中常用代理模型的研究[J]. 计算力学学报, 2005, 22(5): 608-612. Mu Xuefeng, Yao Weixing, Yu Xiongqing, et al. A survey of surrogate models used in MDO[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2005, 22(5): 608-612. (in Chinese)
- [12] Krishnamurthy T. Comparison of response surface construction methods for derivative estimation using moving least squares, kriging and radial basis functions [R]. AIAA 2005-1821, 2005.

作者简介:



刘克龙(1979—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器多学科设计优化。

Tel: 13851661204

E-mail: boy_lkl@126.com

姚卫星(1957—) 男, 博士, 教授。主要研究方向: 飞行器综合设计技术、飞行器先进结构设计理论。

Tel: 025-84892177

E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn

余雄庆(1965—) 男, 博士, 教授。主要研究方向: 飞机总体设计、飞行器多学科设计优化、飞机隐身技术。

E-mail: yxq@nuaa.edu.cn

(责任编辑: 刘振国)