

复杂工程系统优化设计面临的问题及解决方法*

李 响¹ 李为吉²

(1. 北京理工大学机电工程学院 北京 100081;

2. 西北工业大学航空学院 西安 710072)

摘要:指出用常规优化方法对复杂工程系统进行优化设计时面临的效率、精度和复杂信息交换等三方面问题,并结合复杂工程系统的优化计算过程,详细分析产生这些问题的原因。采用响应面方法,构建一种逐步逼近的序列响应面迭代优化计算格式。该方法使优化进程中复杂的系统分析模型被响应面模型所取代;同时还构造了一个系统数据库,在每一迭代步都有新的数据加入到该数据库中,响应面模型根据扩展后的数据库不断更新从而逐步逼近真实模型。在保证精度的前提下减少计算量,提供一种加入数据库中新数据的选取方法,利用此方法实现了大型运输机机翼的气动—结构一体化优化设计,计算结果表明该方法的有效性。

关键词:序列响应面方法 复杂系统 优化

中图分类号: TH122

0 前言

优化设计是建立在对设计对象的分析基础之上的。在现代工程设计(如飞行器设计)中,设计对象日益复杂,研究领域涉及多个学科,形成一个复杂的工程系统。常规优化方法对于求解简单优化问题是有效的,但在进行复杂系统优化设计时却遇到了困难。参考文献[1]以耦合模型为例,指出复杂的学科联系使常规优化方法不再适用,并提出用协同优化方法来解决。协同优化将原复杂优化问题分解为几个子优化问题,然后再进行系统级优化。这种分解优化策略对于复杂系统设计不失为一种好的思路,但随后有学者研究指出协同优化中系统级优化的一致性约束使求解困难,限制了其应用范围^[2]。在此情况下,响应面方法在复杂系统的优化设计中得到了更多的重视和应用^[3-4]。响应面方法是以试验设计和数理统计为基础的一种数学近似方法,目前研究较多的是响应面近似模型的构造算法^[5],如多项式模型算法、Kriging 模型算法和径向基模型算法等等,但在实际应用中发现,仅研究出好的模型构造算法是不够的,如何选取好的样本点以提高计算效率也是一个值得进一步研究的问题。

这里以复杂系统优化设计的一般通用模型为例,分析了常规优化算法遇到的困难。采用响应面方法,构建了一种逐步逼近的序列响应面的迭代格式,该迭代格式给出了一种合理选择样本点的方法,

在确保精度的同时降低了计算量,有效地解决了所分析的困难。利用所提出的优化方法实现了某大型运输机机翼的优化设计。

1 面临的问题及原因分析

考察如下某工程系统的优化设计模型

$$\begin{cases} \min f(X) \\ \text{s.t. } c_i(X) < \bar{c}_i \quad i=1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (1)$$

式中 X 是设计变量组成的设计矢量, $f(X)$ 为目标函数, $c_i(X)$ 是第 i 个约束, \bar{c}_i 表示相应的最大允许值,如最大许用应力等。

在式(1)中, $f(X)$ 与 $c_i(X)$ 代表各学科分析,如质量分析、强度分析、刚度分析等,这些学科分析组成了对该设计对象的系统分析。对于简单的设计对象, $f(X)$ 与 $c_i(X)$ 的形式也较简单,可以使用经验公式或理论表达式,而对于复杂系统,采用经验公式或理论表达式进行分析已经不能满足要求,此时 $f(X)$ 与 $c_i(X)$ 所代表的将是一个复杂的计算过程,如结构有限元分析(Finite element method, FEM)或计算流体力学分析(Computational fluid dynamics, CFD)等。

在实际计算中,如果仍采用常规优化方法求解式(1)所示的复杂系统的设计问题,将会遇到效率、精度及信息组织三方面的问题,论述如下。

1.1 效率问题

优化计算是一迭代进行的过程,在每一迭代步,随着设计变量的变化,需要对约束函数及目标函数进行重新计算,也就是说必须对设计对象重新进行系统分析。对于简单的设计问题,由于 $f(X)$ 与

* 国家自然科学基金资助项目(10377015)。20050809 收到初稿,20060227 收到修改稿

$c_i(X)$ 的形式较为简单,进行一次分析计算很快就能完成,而对于复杂系统其情形就不同了。前面已说明,对于复杂系统, $f(X)$ 与 $c_i(X)$ 所代表的不再是一个简单的理论或经验公式,而是诸如 FEM 或 CFD 等复杂的计算过程。以飞行器设计为例,现在进行一次较为完整的 CFD 或 FEM 分析计算所需要的时间已达到小时量级了,可想而知,每一迭代步都要进行这样长时间的分析,等到多步迭代后优化计算收敛时所需要的计算时间和计算量将是非常惊人的。

1.2 精度问题

如果说只要有足够的时间,计算效率问题可以忽略的话,那么常规优化方法在解决复杂设计对象时的精度问题则是不能忽略的。以基于梯度的优化算法为例,梯度优化算法需要在每一迭代步根据 $f(X)$ 与 $c_i(X)$ 的梯度信息构造寻优方向,而对复杂系统, $f(X)$ 与 $c_i(X)$ 代表复杂的计算过程写不出具体的解析形式,因此梯度只能利用差分方法求解,即根据式(2)求得梯度

$$\begin{cases} \frac{\partial f}{\partial X} = \frac{f(X + \Delta X) - f(X)}{\Delta X} \\ \frac{\partial c_i}{\partial X} = \frac{c_i(X + \Delta X) - c_i(X)}{\Delta X} \end{cases} \quad (2)$$

而在差分方法中,为保证梯度的准确性,步长 ΔX 一般是很小的^[6],而当步长 ΔX 很小时,可以想见,经过复杂的系统分析计算之后,小步长 ΔX 所带来的影响恐怕已经淹没在计算误差里了,由此得到的梯度的准确性大打折扣,优化有可能陷入局部振荡而不收敛,或者得出一个错误的计算结果。

1.3 信息组织问题

除了上述效率与精度问题,在具体编写计算程序时,复杂系统优化设计问题的信息组织问题也是非常烦琐的。对于复杂系统的优化设计,由于涉及的学科较多,一般来说需要设计者与各学科分析人员共同完成,而各学科分析人员所从事的学科分析往往是从本学科出发的,分析方法以及相应的计算软件也是适合本学科的分析而不适合进行优化迭代计算,要将优化计算与各学科分析计算有机地结合起来,需要解决两个不同计算系统间的信息交流与组织问题。而且由于涉及的学科众多,优化计算不仅要与某一学科分析计算进行信息交流组织,还必须与其他学科进行,不同学科分析计算与优化计算间的信息组织要求是不同的,解决起来就更为困难。

从上述分析可以看出,对于复杂工程系统,系统分析不再是简单的解析式而是由不同的学科分析

所组成的一个复杂计算过程,而在常规优化方法中,优化计算直接与复杂的学科分析相联系,这正是产生上述效率、精度、信息组织问题的根本原因。

2 解决方法

优化计算直接与各学科分析相联系导致了上述的效率、精度和信息组织问题。为解决这些问题,采用逐步逼近的响应面方法,使响应面模型在优化计算与系统分析之间起到桥梁作用,在提高优化计算效率的同时,精度与信息组织问题也得到有效解决。

相对于现有一些复杂系统的工程优化设计方法,响应面方法在具体计算中更容易操作,而且其数学理论基础更加充分,这正是选择响应面方法的原因。

2.1 响应面方法

在给定的设计点(试验点)处进行一次系统分析计算,如气动分析计算或结构分析计算,称为一次试验。根据这些试验点上的输入输出数据建立起该系统的一个响应面模型,然后在该模型的基础上进行优化计算。响应面方法的本质是用响应面模型去取代原有的系统分析模型,响应面模型一般采用多项式模型,该模型是一种局部逼近,这里采用神经网络模型,相对于多项式模型,该模型具有更好的全局逼近功能。关于响应面方法的理论及具体实施细节这里不作详细探讨,可参见相关参考文献[7]。

2.2 计算框架及分析

基于响应面方法的复杂系统优化设计的计算框架如图1所示。

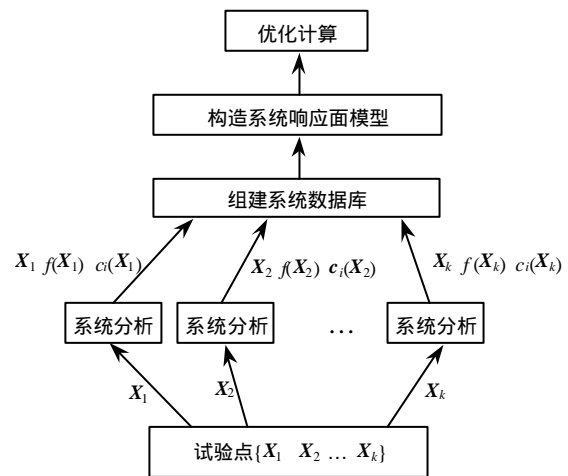


图1 响应面方法计算框架图

图1所示计算框架包括了以下几个主要步骤。

(1) 选取试验点。

(2) 分别在各试验点上对设计对象进行系统分析。

(3) 将分析结果存入设计对象的信息数据库, 该数据库是不断丰富更新的。

(4) 利用数据库中数据, 构造设计对象系统分析模型 $f(X)$ 、 $c_i(X)$ 的响应面模型 $f'(X)$ 、 $c'_i(X)$ 。

(5) 在响应面模型的基础上进行系统的优化计算。

在该计算框架中, 数据库和响应面模型在复杂系统的系统分析和优化计算之间起到了一个桥梁的作用, 优化计算不再直接和系统分析也就是各学科分析相联系, 取而代之的是响应面模型, 而根据响应面模型进行计算是很快的, 计算效率能得到较大的提高。而且也正由于优化计算不直接和系统分析相联系, 因此也就不存在优化计算与不同学科分析之间的信息交流与组织问题了。此外, 在常规优化计算中, 系统分析只能在单个计算平台上串行完成, 即第 i 迭代步中的系统分析完成后才能进行第 $i+1$ 步中的系统分析, 而在图 1 中, 在各试验点上进行的系统分析可以在多台电脑上并行完成, 能极大地节省计算时间, 这一点体现了“以空间换时间”的策略, 进一步提高了计算的效率。

2.3 逐步逼近响应面迭代格式

图 1 中构造了一个设计对象的系统数据库, 数据库里的数据反映了该设计对象的内在性能, 而根据这些数据建立的响应面模型则是该系统的一个数学描述。数据库里的数据越多, 也就是试验点越多, 据此构造的响应面模型越能逼近真实的系统分析模型。对于复杂系统, 进行一次系统分析所占用的资源是很可观的, 试验点不能无限地增加, 至此又产生了一个新的问题, 怎样选取试验点以及选取多少试验点才是合适的呢? 图 2 所示逐步逼近响应面的迭代格式较好地解决了这个问题。

对图 2 所示的迭代格式说明如下。

(1) 先选取较少的试验点进行系统分析, 并构建该设计对象的系统数据库。

(2) 根据该数据库数据构造设计对象的响应面模型。

(3) 对该响应面模型进行优化。

(4) 在最优设计点处按照中心组合规则^[8]再次产生一组新的试验点。

(5) 在这些新的试验点处进行系统分析, 并将分析结果加入到原有数据库中, 进行数据库的充实更新。

上述(2)~(5)步迭代进行, 直到计算收敛。收敛准则可以按式(3)确定

$$\frac{|f'_{i+1}(X_{i+1}^*) - f'_i(X_i^*)|}{|f'_i(X_i^*)|} < e \quad (3)$$

式中 $f'_{i+1}(X_{i+1}^*)$ 与 $f'_i(X_i^*)$ 分别代表图 2 所示的迭代格式中相邻两个迭代步的目标函数响应面模型的最优值, e 是控制收敛精度的正小量, 可根据具体情况确定。

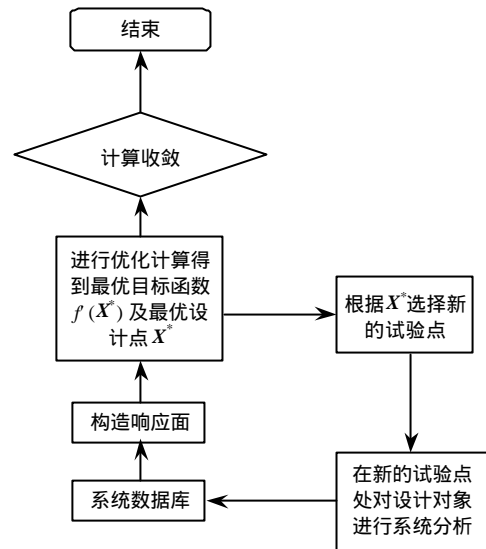


图 2 逐步逼近响应面迭代格式

在图 2 所示的迭代格式中, 随着迭代的进行, 试验点不断增加, 数据库中的数据随之不断丰富, 因而能更全面准确地反映出设计对象的本质, 由此构造的响应面模型也能越来越逼近真实的系统。除了上述思想, 图 2 还有一个特点, 那就是每次加入到数据库中的新试验点不是随意选择的, 而是根据上一次优化计算后得到的最优设计点按一定规则进行选取的。这个最优设计点尽管不是真实的最优点, 但它是当前条件下最接近真实最优设计点的设计点。新加入的试验点是根据该点产生的, 也就是说, 新加入的试验点也是靠近实际最优点的试验点, 因此根据这些试验点上的数据构造的响应面能较好地反映出真实最优点处系统的情况, 算法能较快地收敛, 在保证精度的同时也能够提高计算效率。

3 应用示例

应用上述基于逐步逼近响应面的优化设计方法, 成功地进行了某大型高压声速运输机的机翼气动—结构一体化设计优化。该设计问题是在气动学科分析和结构学科分析的基础上进行的, 在满足气动约束与结构约束的前提下使机翼的质量最轻, 共有 8 个设计变量, 如表 1 所示。

图 3 表示了翼身组合体的气动分析外型, 图 4

表示了该机翼的结构有限元模型，机翼结构选用的是双梁单块式结构^[9]。

表1 设计变量

设计变量	上限	下限
展长 l/m	18	12
前缘后掠角 q/rad	0.611	0.349
根梢比 l	0.4	0.2
上反角 F/rad	0.122	0
上蒙皮厚度 d_1/mm	25	1
下蒙皮厚度 d_2/mm	25	1
前梁腹板厚度 d_3/mm	25	1
后梁腹板厚度 d_4/mm	25	1



图3 气动分析外形图



(a) 机翼内部结构有限元图



(b) 机翼蒙皮结构有限元图

图4 机翼结构有限元图

机翼设计的数学模型如下

$$\begin{aligned} & \min W(X) \\ & \text{s.t.} \begin{cases} 1 - \frac{s_1(X)}{s_b} > 0 & 1 - \frac{s_2(X)}{s_b} > 0 \\ 1 - \frac{s_3(X)}{s_b} > 0 & 1 - \frac{s_4(X)}{s_b} > 0 \\ 1 - \frac{d(X)}{d_a} > 0 & 1 - \frac{r(X)}{r_a} < 0 \end{cases} \quad (4) \end{aligned}$$

式中，目标函数 $W(X)$ 表示该机翼的质量，经过推导，极小化质量转化为极小化该机翼材料的体积，即 $\min V(X)$ 。

约束包括了结构学科的强度约束、变形约束和气动学科的升阻比约束。式(4)中， $r(X)$ 代表升阻比，要求该机翼的升阻比应大于规定值 r_a 。根据一般大型运输机的实际情况，文中规定最小升阻比为 25。 $s_1(X)$ 、 $s_2(X)$ 、 $s_3(X)$ 和 $s_4(X)$ 分别代表上蒙

皮、下蒙皮、前梁和后梁处最大实际应力，最大实际应力不能大于材料许用应力 s_b 。这里选用的材料是 2A12，其许用应力选为 412 MPa， $d(X)$ 代表机翼受力后向上的弯曲变形，本设计中以翼梢翼型后缘点受力后位移量作为机翼的最大允许变形度量 d_a ，选为 0.5 m。

气动分析采用一套俄罗斯分析软件，该软件是基于有粘无粘耦合迭代的数值计算方法编写的，专门用于高压声速运输机的气动分析。该软件的输入输出文件是上千行的文本，非常复杂，再加上并没有得到源程序，因此，要将优化计算与气动分析结合是不可行的。结构分析是在 ANSYS 环境下进行的有限元分析，结构所承受的气动载荷由气动分析求得。将气动分析结果转化为 ANSYS 所需要的力的数据格式又涉及大量的数据转换计算及数据组织问题，如果将这个转化过程也融入优化计算过程中，又进一步增加了上述精度与信息组织问题的复杂度。于是采用了所提出的逐步逼近的响应面方法对该问题进行了求解。

利用径向基神经网络构造了神经网络响应面，按照图 2 所示的迭代格式，经过 6 次迭代计算收敛，结果如表 2 所示。

表2 最优设计矢量迭代历史

设计变量	迭代次数 N					
	1	2	3	4	5	6
展长 l/m	12.134	14.326	15.238	16.047	16.572	16.575
前缘后掠角 q/rad	0.390	0.514	0.412	0.349	0.362	0.361
根梢比 l	0.159	0.199	0.200	0.200	0.200	0.200
上反角 F/rad	0.121	0.122	0.122	0.122	0.122	0.122
上蒙皮厚度 d_1/m	0.009	0.013	0.018	0.019	0.019	0.019
下蒙皮厚度 d_2/m	0.008	0.010	0.011	0.012	0.013	0.013
前梁腹板厚度 d_3/m	0.005	0.010	0.013	0.013	0.014	0.014
后梁腹板厚度 d_4/m	0.015	0.013	0.012	0.012	0.012	0.012

为了验证计算的准确性，在最优设计点 X^* 处利用响应面模型计算得到 $V'(X^*)$ 、 $r'(X^*)$ 、 $s'_1(X^*)$ 、 $s'_2(X^*)$ 、 $s'_3(X^*)$ 、 $s'_4(X^*)$ 、 $d'(X^*)$ ，同时还利用原系统分析模型计算得到 $V'(X^*)$ 、 $r(X^*)$ 、 $s_1(X^*)$ 、 $s_2(X^*)$ 、 $s_3(X^*)$ 、 $s_4(X^*)$ 、 $d(X^*)$ ，将这两组结果进行对比，最大误差为 3.6%，这表明计算收敛时响应面模型的精度是可以满足要求的。限于篇幅，该设计问题求解的详细计算过程及对优化结果的物理分析不再列出。

4 结论

(1) 用常规优化方法进行复杂系统的优化设计时，存在计算量大、精度差及信息组织困难等三方

面问题。

(2) 将响应面方法引入复杂系统的优化设计中,系统数据库与响应面模型在优化计算与系统分析之间起到了桥梁的作用,实现了以空间换时间的策略,有效地解决了上述三方面问题。

(3) 提出了逐步逼近响应面迭代计算格式,在该迭代格式中,响应面模型随着系统数据库的更新而逐步逼近真实模型;该迭代格式还提供了一种选取新试验点的方法,能充分利用前一迭代步中最优点上的系统信息,在保证精度的前提下使得计算较快地收敛。

参 考 文 献

- [1] BRAUN R D, MOORE A A. Collaborative approach to launch vehicle design[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1997, 34(4): 478-486.
- [2] ALEXANDROV N M, LEWIS R M. Analytical and computational aspects of collaborative optimization for multidisciplinary design[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(2): 301-309.
- [3] WANG B P. Parameter optimization in multiquadric response surface approximations[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2004, 26(3-4): 219-223.
- [4] 张立新, 隋允康, 高学仕, 等. 基于响应面方法的结构碰撞优化[J]. *力学与实践*, 2005, 27(3): 35-39.
- [5] FORSBERG J, NILSSON L. On polynomial response surfaces and Kriging for use in structural optimization of crashworthiness[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2005, 29(3): 232-243.
- [6] SOBIESZCZANSKI S J. Sensitivity of complex internally coupled system[J]. *AIAA Journal*, 1990, 28(1): 153-159.
- [7] 陈立周. 稳健设计[M]. 北京: 机械工业出版社, 2000.
- [8] 方开泰, 马长兴. 正交设计与均匀设计[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [9] 陶梅贞. 现代飞机结构综合设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001.

PROBLEMS IN COMPLEX ENGINEERING SYSTEM OPTIMIZATION DESIGN AND ALTERNATIVE SOLUTION

LI Xiang¹ LI Weiji²

(1. School of Mechatronics, Beijing Institute of
Technology, Beijing 100081;

2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical
University, Xi'an 710072)

Abstract : Problems of low efficiency, low accuracy and complex information exchange in the application of conventional optimization approach to complex engineering system optimization design are pointed out. Reasons for the presence of these problems are explained in detail by analyzing the calculation process of complex system optimization. The response surface method is introduced to solve these problems, based on which an iterative method of series response surface is presented. In this method, complex system analysis is replaced by response surface model analysis and a database of the complex system is constructed. At each iteration, the database is expanded through new added data and then the response surface model is refined according to the expanded database, which makes the response surface model more and more accurate until convergence is achieved. Moreover, to decrease the amount of computation while retaining high accuracy, this method provides a systematic way of choosing the new added data. In the last section, a large-scale transporter wing design problem is solved successfully by this series response surface method, which shows the validity of the method.

Key words : Response surface method

Complex engineering system

Optimization

作者简介:李响,男,1972年出生,讲师。主要研究方向为飞行器设计。

E-mail: lx_0207@sina.com