

文章编号: 1001-2486 (2001) 05-0009-04

导弹总体参数优化设计的合作协同进化 MDO 算法*

陈琪锋, 李晓斌, 戴金海

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 传统的导弹设计方法不能很好地实现各子系统设计的协同, 而多学科设计优化技术十分适合现代计算机网络环境下的多学科协同设计。根据协同进化与 MDO 在本质上的相似性, 采用合作协同进化的方法进行 MDO 算法研究, 以充分发挥进化算法的优越性。给出了一种基于合作协同进化的 MDO 算法, 将该算法应用于导弹的气动/发动机/控制一体化优化设计。

关键词: 多学科设计优化; 协同进化算法; 导弹设计

中图分类号: V421.1 文献标识码: A

Cooperative Coevolutionary Multidisciplinary Design Optimization of Missile System

CHEN Qi-feng, LI Xiao-bin, DAI Jin-hai

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Traditional missile design procedure cannot achieve synergic design of subsystems well. Multidisciplinary design optimization technique is very suitable for multidiscipline synergic design in modern computer network environment. We introduce coevolutionary algorithms to multidisciplinary design optimization based on their substantial similarity, to sufficiently employ the merit of evolutionary algorithms in MDO. A multidisciplinary design optimization method based on cooperative coevolutionary algorithms is presented. The algorithm is applied to missile aerodynamic/engine/control multidisciplinary design optimization, and result shows its ability in design optimization of coupled systems.

Key words: multidisciplinary design optimization; coevolutionary algorithms; missile design

导弹设计涉及到气动、结构、控制、发动机等多个学科, 它们之间相互依赖又相互制约, 为了实现设计目标, 需要充分发挥各学科间的协同作用。传统串行的设计方式设计割裂了学科间的相互作用, 只能求得局部最优解, 并且周期较长。多学科设计优化 (Multidisciplinary Design Optimization, 简称 MDO) 技术通过充分探索和利用工程系统中相互作用的协同机制来设计复杂系统和子系统^[1,2], 以获得全局最优解; 利用分布式计算机网络环境进行并行设计优化, 大大缩短设计周期, 降低成本。多学科设计优化算法是 MDO 技术研究的一个重要方面, 现有的 MDO 算法主要针对连续设计变量问题, 许多方法需要应用梯度信息。然而, 获取梯度信息常常要花费很大代价, 甚至是不可行的^[3]。工程系统中存在大量具有离散和整数设计变量的多学科设计优化问题。并且在连续设计变量问题中, 设计空间有可能是非凸的甚至是不连通的。对于这样的问题, 现有的 MDO 算法将难于处理^[3]。另外, 现有的 MDO 算法倾向于收敛到接近初始点的局部最优解^[3]。

进化算法以其并行、全局搜索的能力、只需目标值信息、适用于连续/离散情形、适合多目标问题等优点, 得到广泛的研究和应用。进化算法作为一种优化方法, 已成功的应用到多学科设计优化中。然而, 仅将进化算法作为一种优化方法嵌入现有 MDO 算法体系, 并不能充分发挥其优点。协同进化 (Co-evolution) 模拟了生物界物种之间的竞争、捕食、共生的关系, 及在这些相互作用下, 各物种协同进化, 整个生态系统由低级向高级进化的过程。协同进化算法利用多个不同种群相互作用的协同机制, 来进行问题求解。其思想与多学科设计优化中各个学科 (子系统) 在互相制约、相互协调的基础上收敛到全局最优解, 有着本质的相似性, 能够提供一种新的 MDO 算法体系。

* 收稿日期: 2001-01-16

作者简介: 陈琪锋 (1976-), 男, 博士生。

1 合作协同进化

在合作协同进化算法^[4]中,问题的解被分解成若干部分,每个物种表示解的一个部分,各个种群都用单种群的进化算法分别进化,各种群中的个体以它和从其他种群中选择出的个体所组成的完整解的适应度来进行评价。算法初始时,每个种群中个体是通过将它与从其他种群中随机选择的个体结合成的完整解的适应度来进行评价。算法启动以后,各种群中的个体通过与当前其他各种群的最好个体结合来进行适应度评价。

2 合作协同进化 MDO 算法

多学科设计优化问题一般形式的三学科(子系统)耦合系统^[2]如图1所示。其中 x 、 x_1 、 x_2 、 x_3 分别为系统设计变量和各学科的设计变量, g_i 和 f_i 为各学科的设计目标和设计约束; $y_{i,j}$ 为由学科 i 输出到学科 j 的耦合函数; s_i 和 r_i 为各学科的状态变量和状态方程

的残差,各学科的分析是寻求 s_i 使得 $r_i = 0$,同时获得 g_i 、 f_i 和 $y_{i,j}$ 。对每一个 $y_{i,j}$ 引入耦合变量 $y_{i,j}^*$,表示学科 j 分析时用到的学科 i 到学科 j 的耦合函数值,使得各学科的分析可以同时进行。为了使各个学科能并行地设计优化,将问题划分为各个子系统的设计优化问题,各子系统的优化变量互不重叠,各个子系统的优化目标与系统优化目标相容,各子系统除了要满足其子系统的约束之外,还要满足子系统间的耦合性约束,第 i 个子系统的优化问题为:

优化变量: (X_i, Y_i^*)

子系统目标: $\min O_i$

子系统约束: $g_i \leq 0, h_i = 0$

耦合性约束: $c_i = \|Y_i^* - Y_i\| = 0$ 其中 $X_i = (x_i', x_i)$, 为子系统的设计量, x_i' 为系统设计变量中分配给学科 i 设计的变量; $Y_i = (y_{i,j}, y_{i,k})$, 为子系统输出的其他子系统分析所需的耦合量, $Y_i^* = (y_{i,j}^*, y_{i,k}^*)$, j, k 表示其他两个学科的编号。优化变量也可以不包含 Y_i^* , 这时耦合性约束通过隐含迭代的方式获得满足。

合作协同进化 MDO 算法可用 R. J. Balling 提出的符号^[2]表示为: $CE [EA [A1] \parallel EA [A2] \parallel EA [A3]]$, 其中 $[]$ 表示嵌套执行, \parallel 表示并行执行, CE 表示协同进化 (co-evolution), EA 表示进化算法 (evolutionary algorithms), A 表示学科分析 (analysis)。

算法执行过程为:各子系统并行进化若干代,进化过程中各子系统分析所需的其他子系统的变量用系统级当前设计中所设定的值代替,然后,各子系统将进化获得的当前最佳的个体送交系统级,它们的组合构成一个新的设计,用于更新系统级当前设计。以上过程反复执行,直到获得满意的设计。

3 算法在导弹总体优化设计中的应用

将合作协同进化 MDO 算法应用于某在研导弹的总体优化设计。该导弹要求在 200 m 高度左右 (190 m~210 m) 保持 ≥ 60 s 的水平飞行,为了保证平飞段之后的飞行要求,平飞段结束时的速度 ≥ 150 m/s。该导弹拟采用如图2所示的单室双推力的固体火箭发动机作为动力,安装一对中弹翼,一对水平尾翼和一个垂尾,采用比例微分高度控制。导弹弹体尺寸、壳体质量及有效载荷由其战术技术要求所确定,在优化设计中取定值。总体优化设计通过优化翼的尺寸、发动机的设计参数,及控制参数,得到满足飞行要求的具有最小起飞质量的设计。

将该问题划分为气动、发动机、控制三个学科并行设计优化,各学科设计优化的组织及耦合关系如图3所示。图中虚线为各学科的设计优化的边界,各学科的设计优化都需进行弹道分析,而各学科

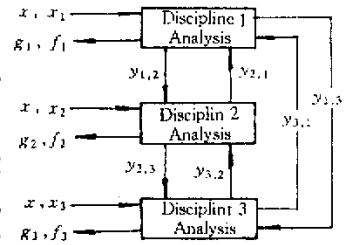


图1 三学科耦合系统

Fig.1 Coupled system with three disciplines

进行弹道分析时需要使用其他学科当前设计的信息作为输入。

弹道分析为一个公用模块，成为各学科分析的一部分。弹道计算采用三自由度的弹道方程，不考虑导弹的侧向运动。

气动分析中升、阻力特性采用气动估算^[6]的方法计算，翼的质量计算认为在所优化的范围内质量与面积成正比。气动子系统优化翼的参数 X_w ，目标是翼的总质量 M_w 最小，满足平飞时间 $T_{\text{平}}$ 和保证静稳定性要求（飞行过程中压心位置 X_p 位于 60% 弹长以后）：

$$\begin{aligned} & \min_{X_w} M_w(X_w) \\ \text{s. t.} \quad & T_{\text{平}}(X_w, X_c, F_e(t), M_e(t)) \geq 60 \\ & X_p(X_w, X_c, F_e(t), M_e(t)) \geq 0.6 \end{aligned}$$

控制系统设计仅考虑飞行高度反馈与高度变化率反馈构成的高度控制外回路，用比例微分控制导弹的攻角变化： $\alpha = k_0(H - H_0) + k_1\dot{H}$ 。控制子系统优化控制参数 X_c ，使导弹平飞时间最长：

$$\min_{X_c} T_{\text{平}}(X_c, X_w, F_e(t), M_e(t))$$

发动机分析采用零维内弹道微分方程组补充燃面变化规律进行内弹道计算，由设计参数 X_e 求出推力时间曲线 $F_e(t)$ 工作过程中质量随时间的变化 $M_e(t)$ 和最大压强，根据发动机最大工作压强确定发动机壁厚，进而计算出发动机总质量 M_e ^[7]。发动机子系统优化发动机参数 X_e ，满足导弹在预定高度平飞时间约束和保证导弹静稳定性要求（要求飞行过程中质心位置位于 53% 弹长以前），目标是发动机总质量 M_e 最小：

$$\begin{aligned} & \min_{X_e} M_e(X_e) \\ \text{s. t.} \quad & T_{\text{平}}(F_e(t), M_e(t), X_w, X_c) \geq 60 \\ & X_p(F_e(t), M_e(t), X_w, X_c) \leq 0.53 \end{aligned}$$

应用合作协同进化 MDO 算法对该问题进行优化，各学科的进化采用 (μ, λ) 进化策略，约束处理采用由 Runarsson 提出的随机排序方法^[5]。各种群进化策略的参数为 $\mu = 15, \lambda = 80$ ，算法执行 400 代，进化过程中系统设计的收敛情况如图 4 所示，其中总质量为发动机质量和翼的总质量之和，惩罚函数值为各学科惩罚函数值之和，惩罚函数值非零表示对应的解不可行。设计变量的取值范围和求得的最优解列于表 1。所得最优设计翼的总质量为 3.773kg，发动机质量为 17.358kg，其平飞时间为 60.1s，推力时间曲线和飞行过程中攻角变化如图 5 所示，飞行弹道（至平飞段结束时）如图 6 所示。

4 结束语

合作协同进化 MDO 算法可充分发挥进化类算法的优点，能实现各子系统在协同进化机制协调的基础上的并行设计，保持各个学科设计优化的自治性，适合于求解导弹多学科设计优化问题。但从图 4 可看出，算法在收敛过程中存在振荡，这主要是因为采用的合作协同机制相对较简单，各个学科之间的协同不够充分。需要探讨更加有效的协同进化 MDO 算法的协同机制，使各学科设计优化之间充



图 2 发动机装药示意图

Fig.2 Schematic of engine propellant filling

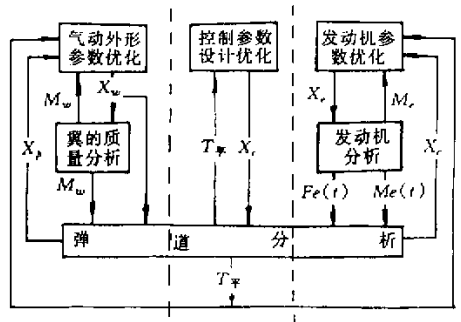


图 3 各子系统优化及耦合

Fig.3 Subsystems optimization and coupling

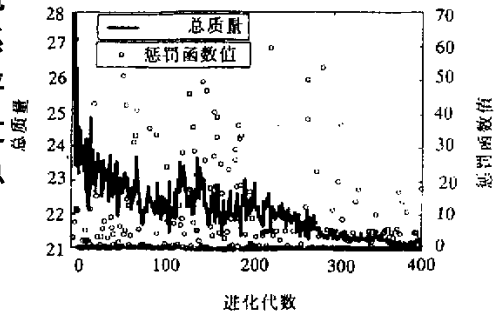


图 4 算法收敛情况

Fig.4 Convergence of algorithm

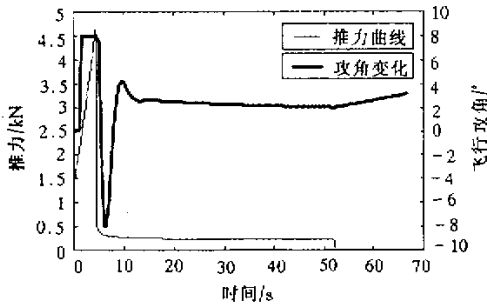


图5 推力和攻角变化曲线

Fig.5 Thrust and angle of attack

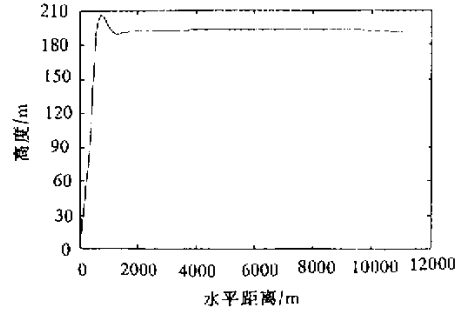


图6 弹道曲线

Fig.6 Ballistic trajectory

分协同。近似技术是MDO研究的重要方面,导弹设计中,各学科的分析计算开销较大,而进化算法需要大量调用学科分析,为了使算法能有效地应用于导弹设计中,必须进行适用于协同进化MDO算法的近似技术研究,减少算法实际的分析次数。

表1 设计变量取值范围及最优值

Table 1 bounds and solution of design variables

各学科的设计参数	气动外形参数							
	弹翼半展长(m)	弹翼梢弦长(m)	弹翼根弦长(m)	弹翼前缘后掠角(°)	尾翼半展长(m)	尾翼梢弦长(m)	尾翼根弦长(m)	尾翼前缘后掠角(°)
参数下界	0.26	0.1	0.12	0.0	0.09	0.1	0.14	0.0
参数上界	0.41	0.18	0.24	20.0	0.29	0.18	0.26	30.0
最优解	0.30474	0.10208	0.12067	17.40062	0.28955	0.11233	0.14210	7.60200

各学科的设计参数	控制系统参数			发动机参数					
	发射角(°)	比例项系数	微分项系数	装药总长(m)	助推段装药相对长度	装药直径(m)	助推段装药相对孔径	喷管喉径(m)	喷管膨胀比
参数下界	25.0	0.15	0.15	0.3	0.1	0.14	0.1	0.01	2.0
参数上界	35.0	0.35	0.4	1.0	0.5	0.25	0.5	0.03	15.0
最优解	34.652	0.33842	0.38455	0.60946	0.42553	0.14077	0.30949	0.02423	2.12171

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.
- [2] Balling R J, Sobieszcanski-Sobieski J. Optimization of Coupled Systems: A Critical Overview of Approaches [J]. AIAA Journal, 1996, 34(1):6-17.
- [3] Hajela P. Nongradient Methods in Multidisciplinary Design Optimization - Status and Potential [J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(1): 255-265.
- [4] Potter M A, De Jong K A. A Cooperative Coevolutionary Approach to Function Optimization [A]. In: Davidor Y, Schwefel H-P, ed. Proceedings of the Third Conference on Parallel Problem Solving from Nature 2, Lecture Notes in Computer Science, vol. 866 [C]. Berlin Heidelberg: Springer Verlag.
- [5] Runarsson T P, Xin Yao. Stochastic Ranking for Constrained Evolutionary Optimization [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2000, 4(3): 284-294.
- [6] 《7210任务》办公室.航空气动力手册(第二册)[M].北京:国防工业出版社,1983.
- [7] 睢英,胡克嫻.固体火箭发动机[M].北京:北京理工大学出版社,1990.

