基于现代实验设计技术的巡航导弹概念设计

马 英 何麟书 段 勇

(北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191) (中国航空工业发展研究中心，北京 100012)

摘 要：采用跳跃弹道空地巡航导弹为算例，研究了新型实验设计技术，即拉丁化近正交海默斯利序列取样法，在多学科设计优化中的应用. 应用该实验设计方法进行了实验设计，并对取样结果与传统拉丁方取样进行了对比；基于支持向量机构建了学科近似模型，通过对验证数据的回归分析，检验了支持向量机响应的可靠性. 应用该近似模型对算例进行多学科设计优化，并通过与精确模型的对比，检验了该近似模型的准确性. 拉丁化近正交海默斯利序列取样法是一种高效的现代实验设计方法，在相似的实验条件下比传统拉丁方设计具有更好的正交性和均匀性，在复杂系统多学科优化设计中具有很大的应用价值.

关 键 词：实验设计；回归分析；近似方法；优化

中图分类号：V 421.1

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)10-1121-05

Conceptual design of cruise missile based on technology of modern design of experiment

Ma Ying He Linshu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Duan Yong

(Aviation Industry Development Research Center of China, Beijing 100012, China)

Abstract: By taking skip trajectory air-to-surface missile as example, the application of modern design of experiment (DOE) technology, namely latinized nearly orthogonal hammersley sequence sampling (LNOHSS), in multidisciplinary design optimization (MDO) was studied. Design experiments were conducted using LNOHSS technology, sampling data was compared with the data of conventional latin hypercube sampling (LHS). Metamodels of exact disciplinary models were built based on support vector machine (SVM). The reliability of metamodel responses was checked by regression analysis of validate data set. The example system was optimized based on metamodels, the correctness of metamodels was validated by comparing optimal results with exact analysis. LNOHSS is a highly effective DOE technology. It provides better orthogonality and uniformity than conventional LHS. LNOHSS technology is of great application value to the MDO of complex systems.

Key words: design of experiments; regression analysis; approximation methodology; optimization

巡航导弹的概念设计是典型的多学科优化MDO(Multidisciplinary Deign Optimatoom)设计过程，通常涉及到的学科包括质量、外形、气动、动力、弹道等. 目前有许多专用的工具可以对这些学科进行较为精确的建模和分析. 由于各学科的复杂性和学科间的耦合关系，必须应用多学科优化方法对其进行解耦并反复迭代求解，因此精确分析模型常常要消耗大量的时间和计算资源. 为了克服以上困难，近似方法作为学科分析工具和优化算法之间的接口，得到了广泛地应用.

收稿日期：2007-10-16

作者简介：马 英(1978—)，男，河北保定人，博士生，maying@buaa.edu.cn.

近似方法的任务是通过对部分或全部设计空间的模拟,得到真实隐式函数的显式近似函数表达式[1].为了对高维非线性设计空间进行分析,构造出在全局上逼近精确模型的近似模型,有效的实验设计方法就成了一个重要的研究内容.

现代实验设计技术的发展十分迅速,本文工作的目的就是针对巡航导弹多学科设计优化的特点,研究新型现代实验设计技术在近似模型构造中的应用,同时检验近似模型的准确性.

1 实验设计

实验设计理论是统计学的一个分支,无论经典实验设计方法还是现代实验设计方法,都是要通过尽可能少的实验次数获取尽可能多的设计空间知识信息.

通常情况下,不同的设计变量组合之间会存在交互作用,从而影响实验设计的效果.为了避免这种不可预知的交互作用,常常采用正交化序列取样的方法.在正交化的设计中,因素之间的影响可以完全被分离开,同时可以从相互独立的设计变量中获取最大化的设计空间信息;实验设计的另一个要求是实验点应取为设计空间超立方体的典型子集,因此实验点在设计空间中的分布应具有良好的均匀性.总之,在绝大多数情况下,正交性和均匀性是实验设计最重要的2个属性.

1.1 正交性和均匀性判据

不同的实验设计方法对设计空间取样的差异是很显著的,为了评判取样的好坏,必须有合理的判据.本文采用的判据重点针对正交性和均匀性.

1.1.1 正交性判据

本文采用2种正交性判据.第1个为最大列相关系数 ρ.对于两个向量 $\boldsymbol{u}=[u_1,u_2,\cdots,u_n]^{\mathrm{T}}$ 和 $\boldsymbol{v}=[v_1,v_2,\cdots,v_n]^{\mathrm{T}}$,

$$\rho=\left|\frac{\sum_{i=1}^{n}[(u_i-\bar{u})(v_i-\bar{v})]}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n}(u_i-\bar{u})^2\sum_{i=1}^{n}(v_i-\bar{v})^2}}\right| \tag{1}$$

式中 $\bar{u}$ 和 $\bar{v}$ 分别为向量 $\boldsymbol{u}$ 和 $\boldsymbol{v}$ 各分量的均值.在设计矩阵中计算所有两列组合的相关系数,取其最大值.若 $\rho_{\max}=0$ 说明设计向量正交;若 $\rho_{\max}=1$ 说明该设计矩阵至少有一列与其他列线性相关.

第2个判据为 $\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}$ 的条件数(condition number),$\boldsymbol{X}$ 为设计矩阵.设 ψ_1 和 ψ_2 分别为 $\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}$ 的极大奇异值和极小奇异值,则条件数定义为

$$C(\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X})=\frac{\psi_1}{\psi_2} \tag{2}$$

该参数基于矩阵奇异值分解得来,常用于检验线性系统灵敏度,同时从其定义可以看出,该系数能揭示出给定矩阵的正交性.若设计矩阵正交,则该条件数为1,不正交则大于1.

1.1.2 均匀性判据

本文工作中采用2种均匀性判据.第1个为改进的 L_2 偏差(Modified L_2 discrepancy)[2],表达式为

$$M_l=\left(\frac{4}{3}\right)^k-\frac{2^{1-k}}{n}\sum_{d=1}^{n}\prod_{i=1}^{k}(3-x_{di}^2)+\frac{1}{n^2}\sum_{d=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\prod_{i=1}^{k}[2-\max(x_{di},x_{ji})] \tag{3}$$

式中,k 为变量维数;n 为实验次数.对于不同的两个设计,较小的 M_l 具有较好的均匀性.

第2个判据为设计点欧氏距离的极大化极小值(Euclidean maximin distance),用 M_{m} 表示.定义并由小到大排序所有设计点之间的欧氏距离为 $d=(d_1,d_2,\cdots,d_{[n(n-1)]/2})$,则 $M_{\mathrm{m}}=d_1$,其含义表明设计空间中任意两设计点之间的欧氏距离不小于 M_{m}.

1.2 海默斯利序列

一些常用的正交实验设计方法有D型优化[3-4]、蒙特卡罗法,正交表和拉丁方正交设计等[5].本文应用了一种新颖的实验设计方法,即拉丁化近正交海默斯利序列取样法LNOHSS(Latinized Nearly Orthogonal Hammersley Sequence Sampling),该试验方法的基础是海默斯利序列取样算法HSS(Hammersley Sequence Sampling).

海默斯利取样算法的基本思想是一个整数 p,若表达为各个位数的组合 $p=p_mp_{m-1}\cdots p_2p_1p_0$,则可以基于一个基数 R 表示成

$$p=p_0+p_1R+p_2R^2+\cdots+p_mR^m$$

式中,$m=[\log_R^p]$,中括号表示取整数部分.这样,通过颠倒数位的顺序,基于基数 R 的倒数可以在区间[0,1]内构造唯一的小数.该方法可表示为

$$\phi(p)=0.p_0p_1\cdots p_m$$

$$\phi(p)=p_0R^{-1}+p_1R^{-2}+\cdots+p_mR^{-1-m}$$

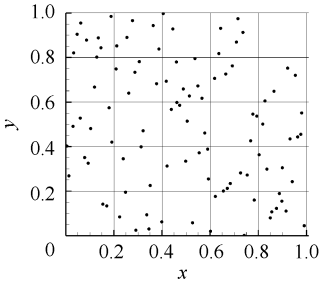
任举十进制数123为例,其基于10可表示为 $123=3+2\times10+1\times10^2$,则[0,1]区间内小数0.123可以构造为 $0.123=1\times10^{-1}+2\times10^{-2}+3\times10^{-3}$.从而 N 个 n 维海默斯利序列点可构造为

$$x_n(p)=\left\{\frac{p}{N},\varphi_{R_1}(p),\varphi_{R_2}(p),\cdots,\varphi_{R_{n-1}}(p)\right\} \tag{4}$$

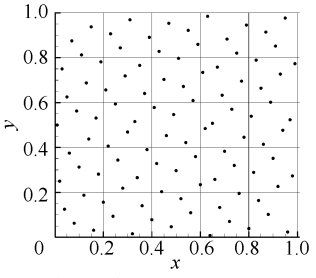
式中,$p=0,1,2,\cdots,N-1$;$R_1,R_2,\cdots,R_{n-1}$ 为前

$n-1$个素数 2,3,5,7,….

海默斯利取样法的计算机伪代码在文献[5]中给出,海默斯利取样法与传统拉丁方设计法对二维空间的填充性能比较见图 1.



a　拉丁方取样对二维空间的填充



b　海默斯利序列取样对二维空间的填充

图 1　二维空间填充能力比较

1.3　设计矩阵的生成

生成设计矩阵的核心问题是找到设计取样正交性和均匀性的最佳平衡点.基于海默斯利序列取样法良好的均匀性特点,Mateen 博士和何麟书教授在其研究工作中开发了一种新型的实验设计方法,即拉丁化近正交海默斯利序列取样法[6].该方法在保持海默斯利序列取样良好的空间填充能力基础上对其进行正交设计,使设计矩阵最终达到正交性和空间填充性的最佳平衡.主要的步骤为:

1) 确定设计变量维数 k 和构造正交表所需的实验次数 $n=2k+1$;

2) 根据(4)式进行海默斯利序列取样;

3) 基于海默斯利序列构造设计矩阵同时得到索引阵,即在设计矩阵中用矩阵元素行索引号代替元素真值;

4) 计算矩阵的正交性和均匀性判据;

5) 基于设计矩阵索引阵进行正交性改进,重复步骤 4,直到正交性判据没有明显改善为止.

改进正交性的详细步骤见文献[6].应用此方法构造 12 维 25 水平拉丁化近正交海默斯利序列,同时构造 1000 次 12 维 25 水平拉丁方设计矩阵,各判据数值对比如表 1 所示.

从表 1 对比可以看出,相同实验次数的情况下,拉丁化近正交海默斯利序列无论在正交性和均匀性上,都比传统的拉丁方实验设计有所改善.

表 1　LNOHSS 和拉丁方正交设计对比

判据	LNOHSS	拉丁方(1000 次均值)	改善百分比/%
ρ	0.0554	0.5369	89.68
C	1.1271	3.4578	67.40
M_1	1.7821	2.4193	26.34
M_m	1.6008	1.4930	27.31

2　应用实例

本文对某型采用跳跃式机动弹道的新型空地巡航导弹进行概念设计.采用基于近似模型的多学科设计优化方法,并应用前述实验设计方法进行实验设计采样,构建近似模型.最后对精确模型和近似模型进行对比,以验证基于该实验设计方法构建的近似模型的有效性.

2.1　实例分析

算例巡航弹为空中水平发射,优化目标为全弹起飞质量最小.约束条件要求全弹起飞质量不大于 900 kg,射程大于 500 km,最大横向、轴向过载均小于 10 倍重力加速度,最大舵面偏角不大于 25°,最大飞行速度大于 5 倍音速.弹体为常规圆柱体,X 型尾舵布局.

将全系统分为外形、质量、动力、弹道和气动 5 个学科.其中外形、质量学科采用 Solidworks 软件进行建模与分析,通过参数化建模方法被主优化器调用,负责计算起飞质量、重心位置、转动惯量等参数;外形学科负责设计和计算弹体以及舵面外形尺寸、材料属性;动力系统负责设计和计算动力系统性能参数,如推力、工作时间等;弹道系统采用准三维刚体弹道建模,并用 Simulink 仿真工具进行仿真,主要负责计算射程、飞行过载并计算舵面工作状态;气动学科采用 DATCOM 气动分析软件进行分析,主要负责计算气动力系数、力矩系数及各种所需的气动导数.多学科优化设计系统模型如图 2 所示.

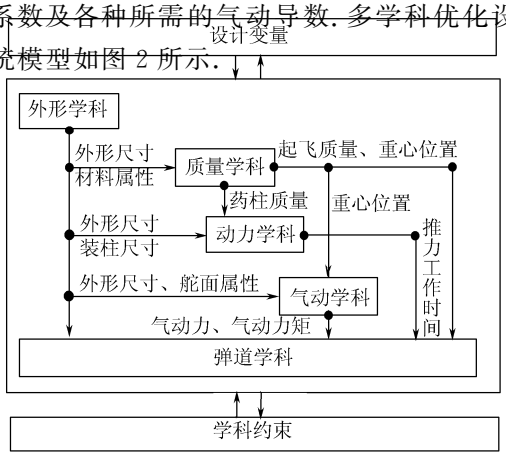


图 2　多学科优化设计分析模型

由于巡航弹采用了跳跃式新概念弹道，飞行程序分为两阶段，第1阶段为类似弹道导弹的椭圆弹道，第2阶段为再入大气层后二次起跳弹道，如图3所示.

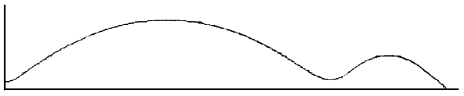


图3 跳跃式弹道示意图

两阶段飞行程序为相同的数学表达式，具体参见文献[7].

2.2 近似模型的构造

应用拉丁化近正交海默斯利序列生成设计矩阵，进行实验设计，按照1.3节的方法生成设计矩阵及其索引阵，对该索引阵进行基于列的排列组合形成新的索引阵，附加在原设计矩阵后，为近似模型构造更多的训练样本，重复此过程直到样本数量大于800个. 本文采用支持向量机构造离线近似模型并做回归分析，采用训练样本对支持向量机进行训练. 用于验证的数据集有300个个体，起飞质量、药柱质量和重心位置为支持向量机的响应，经训练后对验证集的响应结果如图4～图6所示.

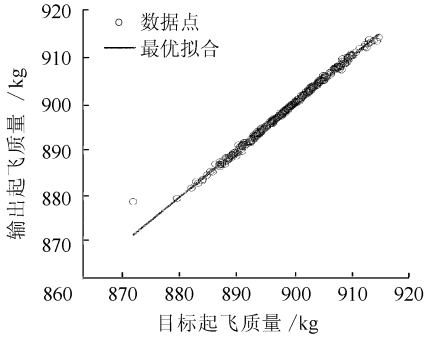


图4 起飞质量验证结果

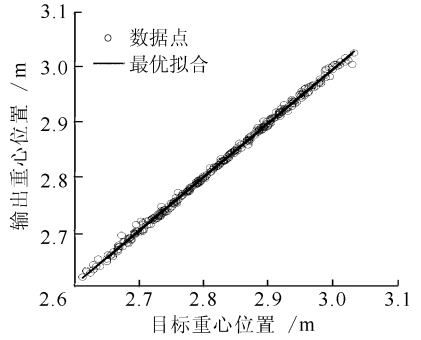


图5 重心位置验证结果

由验证结果可以看出，对响应做回归分析后，回归系数均接近1，说明支持向量机模型经过样本训练后，已经能够很精确的对验证集结果进行估计，其精度已经达到离线应用的标准.

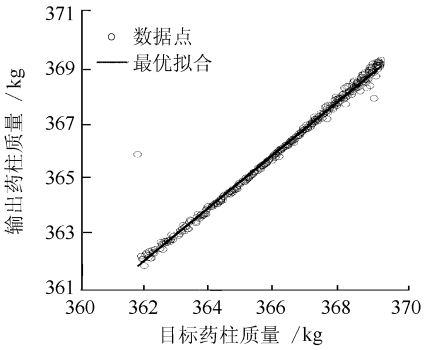


图6 药柱质量验证结果

2.3 优化结果

使用iSight平台对各学科进行集成，应用多学科可行法MDF(Multidisciplinary feasible method)对其进行优化设计，采用多岛遗传算法MIGA(Multi-island genetic algorithm)加二次序列规划法SQP(Sequential quadratic programming)的混合优化算法，分别应用精确模型和近似模型进行优化设计，得到的结果对比如表2所示. 近似和精确模型收敛情况见图7和图8.

表2 精确模型与近似模型优化结果对比

模 型	循环数	耗时 /h	目标收敛结果/kg
精确模型	786	31.41	875.48
近似模型	768	5.80	874.75

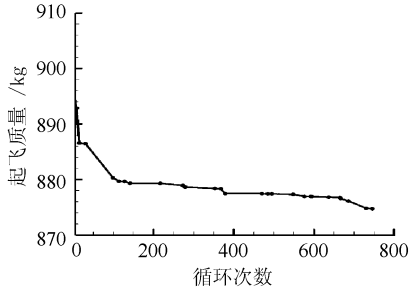


图7 近似模型收敛情况

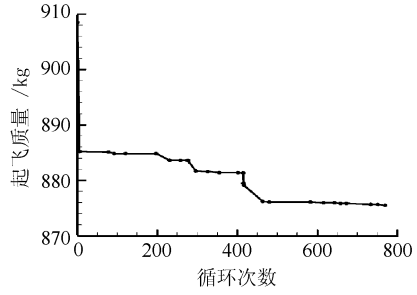


图8 精确模型收敛情况

3 结 论

正交海默斯利序列取样法是一种新型实验设计方法，在相同的实验条件下，该方法比传统的实验设计方法具有更好的正交性和均匀性，并且计

算过程简单快捷,循环少,更适合高维非线性空间取样分析.

从优化结果可以看出,基于拉丁化近正交海默斯利序列取样法和支持向量机构造的近似模型能够比较精确的逼近精确模型.在应用该似模型后,得到了正确的收敛结果,同时由于离线应用无需调用精确模型的分析工具,使得计算时间大大降低.因此该实验设计方法在复杂系统多学科优化设计中具有很大的应用价值.

参考文献(References)

[1] 王振国,陈小前,罗文采,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,2006:110
Wang Zhenguo, Chen Xiaoqian, Luo Wencai, et al. Research on the theory and application of multidisciplinary design optimization of flight vehicles [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006:110(in Chinese)

[2] Fang K T, Ma C. Wrap-around L2-discrepancy of random sampling, latin hypercube and uniform designs [J]. Journal of Complexity, 2001, 17:608－624

[3] Knill D L, Giunta A A, Baker C A, et al. Response surface models combining linear and Euler aerodynamics for supersonic transport design [J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(1):75－86

[4] Auzins J. Direct optimization of experimental designs[C]//10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. New York:[s. n.], 2004

[5] Giunta A A Steven F, Wojtkiewicz Jr, et al. Overview of modern design of experiments methods for computational simulation[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada:[s. n.], 2003

[6] Mateen-ud-Din Q. Multi-disciplinary analysis and design using intelligent and non-deterministic approaches for the conceptual design of space launch vehilcle[D]. Beijing:School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006

[7] He Linshu. Solid ballistic missiles design[M]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004:47－50

(责任编辑:朱　强)

(上接第 1120 页)

参考文献(References)

[1] NCITS/Project 1331-D, Fiber channel framing and signaling [S]

[2] Lt Col Chuck Pinney, JAST Avionics Lead. Joint advanced strike technology program, avionics architecture definition issues/decisions/rationale document [EB/OL]. (1994). ftp://ftp.jast.mil

[3] Wang Chaoyang, Zhou Feng, Zhu Yaolong, et al. Simulation of fibre channel storage area network using SANSim [C]//The 11th IEEE International Conference on Networks, 2003:349－354

[4] Molero X, Silla F, Santonja V, et al. A tool for the design and evaluation of fibre channel storage area networks[C]//Proceedings of 34th Simulation Symposium. Seattle:[s. n.], 2001:133－140

[5] Li Chao, Zhou Lizhu, Xing Chunxiao. Using MMQ model for performance simulation of storage area network[C]//21st International Conference on Data Engineering Workshops, 2005:1269－1269

[6] 林闯.计算机网络和计算机系统的性能评价[M].北京:清华大学出版社, 2001:341－342
Lin Chuang. Performance evaluation of computer network and computer system [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2001: 341－342(in Chinese)

[7] ANSI X3.2732199x, Fibre channel arbitrated loop 2[S]

[8] Anderson T, Owicki S, Saxe J, et al. High speed switch scheduling for local area networks[J]. ACM Trans On Computer Systems, 1993, 11(4): 319－352

[9] 徐亚军,张晓林,郭蔡健,等.一种光纤通道轻量 IP 上层协议[J].北京航空航天大学学报,2006,32(10):1246－1249
Xu Yajun, Zhang Xiaolin, Guo Caijian, et al. One lightweight internet protocol over fibre channel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(10):1246－1249(in Chinese)

(责任编辑:娄　嘉)