

# 一种快速的飞行器布局方案优选方法

王书河<sup>1</sup> 何麟书<sup>1</sup> 任艳荣<sup>2</sup> 李向前<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 中科院力学所, 北京 100080)

**摘 要:** 本文引用系统模糊优选理论与基于数理统计正交表的设计法相结合来处理飞行器布局方案优选问题, 并举例说明具体用法, 文中方法对整个飞行器方案选择有一定参考价值。

**关键词:** 模糊理论; 正交设计; 方案选择

**中图分类号:** TJ760 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2001)04-0076-05

## AN RAPID APPROACH FOR FLIGHT VEHICLE CONFIGURATION SCHEME SELECTION

Wang Shuhe<sup>1</sup> He L inshu<sup>1</sup> Ren Yanrong<sup>2</sup> Li Xiangqian<sup>1</sup>

(1. The School of Space Technology of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083;

2. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

**Abstract:** This approach is composed of system fuzziness selection theory and orthogonal design method which based on the orthogonal table of statistics. An example is illustrated in this paper to show the usage of this method. The presented method is worthy to be considered using for the scheme selection of flight vehicles.

**Key words:** Fuzzy theory; Orthogonal design; Scheme selection

### 1 引言

飞行器概念设计, 包括航天器的部件和零件本身的概念设计(即方案设计), 是一个十分复杂的过程, 它涉及到多变量、多目标函数、多种约束条件, 而且, 这些变量、目标函数和约束涉及不同的学科。许多设计变量只能够取一系列离散的值或进行定性表示。连续变量是较好处理的, 而离散变量、非数值型变量的优化则很难处理, 所有用于连续变量的优化方法又很不适合处理此类问题。

这些问题的最大难点是一些变量具有离散值, 甚至有些不能用数值来表示。例如, 气动布局、结构布局、制造工艺、制导和控制办法等等, 在概念设计中都是要考虑到的, 而它们是不好用数值来进行计算的。

另一个难点是一些设计变量与目标函数和约束条件的关系, 很难用显式或隐式的数学

收稿日期: 2001-01-08, 修回日期: 2001-05-09

作者简介: 王书河(1971-), 男, 在读博士生, 研究方向为多学科设计优化。

方程表示出来,导致它们的敏感度分析很难做。

现在已有一些方法用来处理这类问题。例如,田口方法、模拟退火法、伪梯度法、单轴探索运算规则<sup>[1]</sup>,等等。由于需要进行快速的概念设计,以上所提到的方法都不是十分理想,这些方法既消耗时间又相当的复杂。进行方案设计,满足方案设计从“无”到“有”的特殊要求,任何单一的设计方法都是较难达到的,因此有必要进行多方法综合的探讨。

## 2 方法简介

正交设计法<sup>[2]</sup>是一种用来解决多因素可加试验的数理统计方法。该法对设计变量没有特别要求,它能处理连续型变量、离散型变量,还可以处理非数值型变量,尤其是,它还能处理多学科的问题。由于具有均衡搭配性与综合比较性,通过正交设计能得到一系列比较满意的设计方案。但正交设计只提供在设计者个人决定的设计变量条件下有效的少量组合方案,没有提供设计变量及评价指标的确定原则及较合理的多方案评优方法,所以正交设计得到的可能并不是理论上的最优方案。

模糊数学是研究和处理模糊现象的科学,它揭示的是客观事物之间差异的中介过渡性引起的划分上的一种不确定性,使人们从“亦此亦彼”的事物中提取“非此即彼”的信息成为可能。系统模糊优选理论克服了层次分析法(A nalytical Hierarchy Process)的不足,采用了“互补性”判断准则,从“重要性”和“优越性”两方面来进行分析,得出满意组合。

文献[3]中对于系统模糊优选理论给出了详细证明,在此只引用方法需要的有关规定和结果。

对于越小越优目标相对优属度为

$$r_{ij} = \frac{\wedge_j x_{ij}}{x_{ij}} \quad (1)$$

其中:  $\wedge_j x_{ij}$ : 针对目标  $i$  的  $j$  个项目值中的最小值。

对于  $n$  个满足约束集的决策有  $m$  个评价目标,其单元系统模糊优选模型公式为:

$$u_j = \frac{1}{1 + \left\{ \frac{\sum_{i=1}^m [w_i (1 - r_{ij})]^p}{\sum_{i=1}^m (w_i r_{ij})^p} \right\}^{\frac{2}{p}}} \quad (2)$$

其中:  $u_j$ : 决策  $j$  的相对隶属度值;  $w_i$ : 目标  $i$  的权向量;  $r_{ij}$ : 决策  $j$  对目标  $i$  的相对优属度。按照规则

(1) 若  $p_k$  比  $p_l$  重要(优越),则  $e_{kl}=1$   $e_{lk}=0$ ; (2) 若  $p_k$  与  $p_l$  同等重要(优越),则  $e_{kl}=e_{lk}=0.5$   $k=1,2,\dots,m$ ; (3) 若  $p_l$  比  $p_k$  重要(优越),则  $e_{kl}=0$   $e_{lk}=1$   $l=1,2,\dots,m$ 。并且满足:

(1)  $e_{kl}$  仅在  $0, 0.5, 1$  中取值; (2)  $e_{kl}+e_{lk}=1$ ; (3)  $e_{kl}=e_{lk}=0.5$   $k=l$

和

(1) 若  $e_{hk} > e_{hl}$  有  $e_{lk} > e_{kl}$ ; (2) 若  $e_{hk} < e_{hl}$  有  $e_{lk} < e_{kl}$ ; (3) 若  $e_{hk} = e_{hl} = 0.5$  有  $e_{lk} = e_{kl} = 0.5$  建立目标集关于重要性的排序一致性标度矩阵及决策集关于目标  $i$  对优越性的排序一致性标度矩阵,并得到决策集对  $m$  个目标的相对优属度矩阵,根据矩阵各行之和由大到小的排序

得到目标关于重要性的排序和决策集关于目标的相对优越性的排序,再按照表 1 得到目标相对重要性及决策对目标的相对优属度未归一化值,进行归一化计算,最后依据式(2)得到所需的满意决策与决策的满意排序。

表 1 语气算子与模糊标度、隶属度对应关系

语气算子	同样	稍微	略为	较为	明显						
模糊标度值	0.50	0.525	0.55	0.575	0.60	0.625	0.65	0.675	0.70	0.725	
隶属度值	1.0	0.905	0.818	0.739	0.667	0.60	0.538	0.481	0.429	0.379	
语气算子	显著	十分	非常	极其	极端	无可比拟					
模糊标度值	0.75	0.775	0.80	0.825	0.85	0.875	0.90	0.925	0.95	0.975	1.0
隶属度值	0.333	0.290	0.25	0.212	0.176	0.143	0.111	0.081	0.053	0.026	0

因此,合成方法的步骤为:

- (1) 利用系统模糊优选理论来得到设计变量的满意排序,选出所需个数的设计变量,确定位级。
- (2) 建立正交设计表,得到多个方案结果。
- (3) 再利用系统模糊优选理论来进行方案评优,以得到满意结果。

### 3 应用举例

某火箭弹为一改进型号,由无控火箭弹改为有控火箭弹,加上了仪器舱和舵机舱,为了使用原有的固体火箭发动机和发射导轨,故采用鸭式布局。在布局<sup>[4]</sup>上提出以下因素进行考虑:头部形状、舵面位置、舵面平面形状、舵面翼型、弹身直径、尾翼翼型。从并行工程思想角度来看,产品设计不仅要考虑性能,还要考虑费用<sup>[5]</sup>,因此方案评价指标初步定为阻力(在升力已满足要求的情况下)、重量、费用(加工、材料)、工装设备、可操作性、维护、报废。由于以上的设计变量和指标太多,同时只有阻力、升力和重量可以进行计算,但计算工作也十分复杂,这必然会增加选择的难度,有必要进行主要设计变量和评价指标的选择。

利用系统模糊优选理论,按照前面的规则,通过两两比较,得到了设计变量的排序一致性标度矩阵  $E_1$

$$E_1 = \begin{array}{cccccc|c} & & & & & & \text{行和数值} \\ \hline & 0.5 & 0.5 & 1 & 1 & 1 & 1 & 5 \\ & 0.5 & 0.5 & 1 & 1 & 1 & 1 & 5 \\ & 0 & 0 & 0.5 & 0.5 & 1 & 1 & 4 \\ & 0 & 0 & 0.5 & 0.5 & 1 & 1 & 4 \\ & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0 & 0.5 \\ & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0.5 & 1.5 \end{array}$$

按照矩阵  $E_1$  中各行和数由大到小的排序,可以查表 1 得到相应的未归一化权重,其值分别为 (1.0, 1.0, 0.818, 0.818, 0.143, 0.333), 归一化后值为 (0.243, 0.243, 0.199, 0.199, 0.035, 0.081) 由于部分沿用原有型号,所以没有必要对全部设计变量进行考虑,依据归一化后的值可以确定,主要考虑头部形状、舵面位置、舵面平面形状、舵面翼型。

同样,对各个指标通过两两比较,得到了指标的排序一致性标度矩阵  $E_2$

$$E_2 = \begin{matrix} & & & & & & & \text{行和数值} \\ \begin{bmatrix} 0.5 & 1 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0.5 & 0.5 & 1 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0.5 & 0.5 & 1 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 0.5 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0.5 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0.5 \end{bmatrix} & \begin{matrix} 5.5 \\ 4 \\ 4 \\ 2.5 \\ 6.5 \\ 1 \\ 1 \end{matrix} \end{matrix}$$

按照矩阵  $E_2$  中各行和数由大到小的排序, 可以查表 1 得到相应的未归一化权重, 其值分别为 (0.818, 0.739, 0.739, 0.538, 1.0, 0.143, 0.143) 归一化后值为 (0.198, 0.179, 0.179, 0.131, 0.243, 0.035, 0.035), 由此可见, 需要主要考虑阻力、重量、费用、可操作性这四个指标, 再一次归一化后为 (0.248, 0.224, 0.224, 0.304)。

对于各个指标的取值为: 阻力包括头部阻力和舵面阻力, 重量主要考虑舵机舱重量、费用包括加工费和材料费、可操作性作为一个定性指标处理。

由于设计变量都是非数值型的, 而每个变量都有几种形式, 因此可以采用正交设计表,  $L_9(3^4)$  见表 2。

此处共有 4 个设计变量, 每个设计变量有 3 个位级, 如表 3 所示。

表 2 正交设计表  $L_9(3^4)$

列号	条件号			
	1	2	3	4
1	1	1	3	2
2	2	1	1	1
3	3	1	2	3
4	1	2	2	1
5	2	2	3	3
6	3	2	1	2
7	1	3	1	3
8	2	3	2	2
9	3	3	3	1

表 3 考察因素及其位级

设计因素	因素	位级 1	位级 2	位级 3
头部形状	1	半球形	半椭球形	Von*kaman 曲线头锥
舵面位置	2	A	B	C
舵面平面形状	3	梯形	矩形	三角形
舵面翼型	4	菱形	六边形	双弧形

注: A: 舵机舱在仪器舱之前, B: 舵机舱在仪器舱和战斗部之间,

C: 舵机舱在战斗部之后 (舵面位置指舵面转轴位置装在舵机舱中部)

#### 4 数据处理及结果分析

按照正交表  $L_9(3^4)$  对 9 个方案 (部分数据为假设) 进行考察 (参见表 2), 定量目标可按照公式 (1) 计算相对优属度值, 对于可操作性这一定性指标, 主要考虑舵机舱位于仪器舱与战斗部之间 (4—6 方案) 易于发射前检查操作, 而在最后 (7—9 方案) 则受原有的发射管限制而不能采用, 在最前面 (1—3 方案) 则与弹头的接触处缝隙过大, 舵面效率差, 又因位置太高, 也不利于发射前检查操作。故可给出定性评价, 由表 1 得到各方案关于可操作性的隶属度值 (0.60, 0.60, 0.60, 1.0, 1.0, 1.0, 0.333, 0.333, 0.333), 得出结果见表 4。

表 4 各个方案的目标值表

方案	01	02	03	04	05	06	07	08	09
阻力(KN)	57.92	46.80	40.64	58.75	47.57	40.06	59.39	48.60	41.25
质量(kg)	14.1	14.2	14.5	15.3	15.2	15	21	21.8	21.4
费用(元)	29230	30136	34585	29165	33270	29450	38534	45725	42869
可操作性	一般	一般	一般	较好	较好	较好	较差	较差	较差

由此可以得到目标相对优属度矩阵

$$E_3 = \begin{bmatrix} 0.092 & 0.114 & 0.131 & 0.091 & 0.112 & 0.133 & 0.089 & 0.110 & 0.128 \\ 0.129 & 0.128 & 0.125 & 0.119 & 0.120 & 0.126 & 0.086 & 0.083 & 0.084 \\ 0.129 & 0.125 & 0.108 & 0.129 & 0.113 & 0.128 & 0.098 & 0.082 & 0.088 \\ 0.105 & 0.105 & 0.105 & 0.170 & 0.170 & 0.170 & 0.055 & 0.055 & 0.055 \end{bmatrix}$$

由公式(2)计算出的方案决策评价优属度值分别为(0.0158, 0.0172, 0.0171, 0.0217, 0.0224, 0.0265, 0.0075, 0.0077, 0.0090), 方案 6 的决策优属度值最大, 因此方案 6 为最优方案, 该方案采用了 Von-Kam an 曲线头锥, 将舵机舱放于仪器舱与战斗部之间, 舵面平面形状为梯形, 翼剖面形状为六边形, 这种安排减少了头部阻力, 避免了舵面根部与曲线的接触(舵机舱放于最前)和重量的增大(舵机舱放于战斗部与发动机之间, 要承受过大轴向力), 翼剖面采用六边形增强了结构强度和刚度, 工艺又不复杂。

此例比较简单, 目的只是为了说明方法原理及过程, 在实际问题中, 变量可以很多, 评价指标的个数也是相当可观的, 应用该方法会很快获得比较合理的结果。不可否认, 采用模糊判断具有一定的主观性, 但该方法在水资源、管理、化工等领域均有较好的应用, 此处将系统模糊优选理论结合正交设计方法, 尝试解决飞行器布局设计中的难点问题, 确定非数值型设计变量、评优指标及方案优选, 以期得到现代飞行器设计中较为精确的处理非数值型变量相关因素的新型设计方法, 不失为一种可行的思路。

### [参 考 文 献]

- [1] Cyrus D. Jilla, David W. Miller, and Raymond J. Sedwick. Application of Multidisciplinary Design Optimization Techniques to Distributed Satellite Systems. *Journal of Spacecraft and Rockets*, July-August 2000, 37(4): 481-490
- [2] 中国现场统计研究会三次设计组. 正交法和三次设计. 北京: 科学出版社, 1987. 7
- [3] 陈守煜. 系统模糊决策理论与应用, 大连理工大学出版社, 1994. 12
- [4] 路史光等. 飞航导弹总体设计. 宇航出版社, 1991. 11
- [5] 何麟书, 王宏启. 支持并行工程的方案设计研究. *北京航空航天大学学报*, 1999, 25(6): 643-646