

# 某型发动机喷管的多学科设计优化<sup>\*</sup>

方 杰<sup>1</sup>, 童晓艳<sup>1</sup>, 毛晓芳<sup>2</sup>, 蔡国飙<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 北京控制工程研究所, 北京 100080)

**摘 要:** 以某型发动机喷管为研究对象, 在 iSIGHT 软件平台上利用单级优化算法对其进行多学科设计优化, 目标为权衡喷管推力和质量的综合改善。采用了较为稳健的组合优化策略, 依次进行试验设计、全局探索和局部寻优。优化目标函数是通过对多个优化目标的线性加权平均获得的。改进的计算结果表明了 MDO 在喷管设计中的可行性和实用性。

**关键词:** 液体推进剂火箭发动机; 喷管; 多目标优化<sup>+</sup>; 最优设计

**中图分类号:** V434 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2004) 06-0557-04

## An MDO approach for engine nozzle design

FANG Jie<sup>1</sup>, TONG Xiao-yan<sup>1</sup>, MAO Xiao-fang<sup>2</sup>, CAI Guo-biao<sup>1</sup>

(1. School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Inst. of Control Engineering, Beijing 100080, China)

**Abstract:** A multidisciplinary design optimization (MDO) approach is developed and applied to engine nozzle design based on integrated simulation with multi-criteria trade-off analysis about nozzle thrust and mass. A robust interdigitated design methodology combining design of experiments and multiple optimization algorithms embodied in iSIGHT software is investigated sequentially during the design optimization process. The linear weighted multi-objective optimization models with various design variables and constraints are set up. The results show significant improvements. It demonstrates the feasibility and applicability of the MDO approach for nozzle design.

**Key words:** Liquid propellant rocket engine; Nozzle; Multi-objective optimization<sup>+</sup>; Optimum design

## 1 引 言

MDO<sup>[1,2]</sup>经过二十多年的发展,已经形成了一些较为成熟的算法。从单级优化算法到并行子空间算法、协作优化算法和两级系统综合算法<sup>[3~5]</sup>。针对不同的问题,应选取相应的优化算法,用最合理的计算消耗来求出优化结果。

MDO 在高超声速飞行器设计<sup>[6]</sup>、高速民用飞机概念设计<sup>[7]</sup>、塞式喷管设计<sup>[7]</sup>等方面得到了较多的应用;在液体火箭发动机上的应用相对较少。而传统的设计优化过程是对单个学科(或子系统)按序列地分别进行设计优化,设计周期长,开发成本高,并且这种串行式设计往往得不到系统最优解。

对发动机喷管进行 MDO,可以提高设计水平,有

利于改善航天器的性能。本文对某型发动机喷管进行了多学科设计优化——将其作为一个小的系统考虑,按照学科分解为若干耦合的子系统,并在 iSIGHT 软件平台<sup>[8]</sup>上使用较为稳健的组合优化策略开展了多学科设计优化的研究。

## 2 模型的建立

### 2.1 物理模型

研究对象为设计推力 10N 的某型发动机喷管,结构如图 1 所示。假设燃烧工质在推力室身部已进行了充分的化学反应,在喷管内为化学冻结流动。喷管入口的燃气总压为 0.8MPa,总温为 3027K;出口为 4K 的真空环境。考虑到喷管的收敛段与身部相连,相应尺寸需要匹配,所以设计优化时只改变喷管扩张

\* 收稿日期: 2003-10-29; 修订日期: 2004-01-15。

作者简介: 方 杰 (1979—), 男, 硕士生, 研究领域为液体火箭发动机。

段的结构参数。

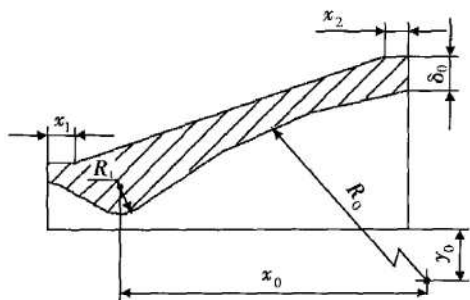


Fig. 1 Sketch of nozzle

## 2.2 MDO 模型

喷管部件优化变量: 喉部扩张段圆弧半径  $R''_1$ , 大圆弧圆心距喉部距离  $x_0$ , 距轴线的距离  $y_0$ , 入口水平段长度  $x_1$ , 出口水平段长度  $x_2$  和出口壁厚  $\delta_0$ 。

优化目标为基于无量纲和线性加权的评价函数  $U = -\omega_1(F_n/F_0) + \omega_2(M_n/M_0)$  最小化。式中  $F_n$  为喷管推力,  $M_n$  为喷管的结构质量, 无量纲因子  $F_0$  和  $M_0$  分别取初始结构的相应值, 权系数  $\omega_1: \omega_2 = 10: 1$ 。

优化的约束条件包括 1 个应力约束:

结构的最大应力  $\sigma_{eq, max} \leq [\sigma]$

8 个几何尺寸约束:

喷管扩张段的最小壁厚  $\delta_{min} \geq 1\text{mm}$ , 喷管扩散角  $\alpha \leq 10^\circ$ , 其余约束见表 1。

2 个目标约束:

$$F_n \geq F_0, M_n \leq M_0$$

考虑到喷管的结构并不复杂, 涉及的变量数目不多, 但其气动和结构计算的耦合性很强; 而单级优化算法只在系统级进行优化, 不需要对原有的仿真程序作较大改动, 因此选择单级优化算法对喷管开展多学科设计优化的研究。

## 2.3 设计结构矩阵

图 2 为关于喷管的多学科仿真及优化的设计结构矩阵。图中沿对角线分布的各方框表示特定的研究项目。在方框对角线上的线条表示数据必须向右下方流动, 从一个研究项目到后续的研究项目; 对角线下面的线条则表示数据要回馈到先前的研究项目, 即数据流的方向只能为左上方。线条上的黑点表示线条两端的有数据流的研究项目存在耦合关系。而相应于对角线的封闭的线框则表示该封闭环上的所有研究项目相互间为强耦合关系。通过这种设计结构矩阵(DSM)的形式, 可以较为清晰地说明 MDO

问题中的子系统间的复杂关系。

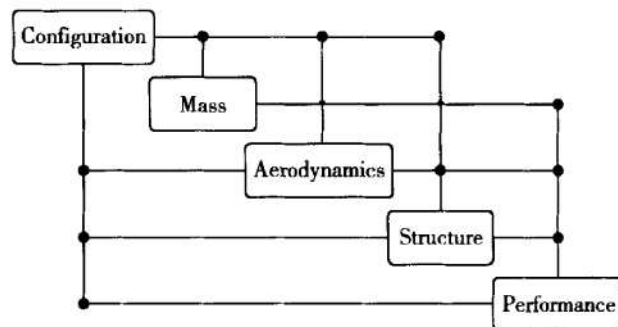


Fig. 2 MDO design structure matrix for nozzle

## 2.4 基于 iSIGHT 的优化策略

针对优化问题的高阶、非线性和多峰值等特性, 制定了基于 iSIGHT 软件平台的旨在提高设计性能的优化策略。首先使用试验设计方法构造样本数据分布, 探索优化设计空间, 并通过保存试验设计中的最优解来改进优化设计。然后利用多岛遗传算法(GA)的全局搜索性对优化问题进行全局寻优。在全局寻优到的最优解的可能存在域, 先后利用由低到高精度的序列二次规划(SQP)方法进行局部寻优。类似的优化策略被称为“interdigitation”, 在 iSIGHT 软件中已经能够成熟应用<sup>[8]</sup>。

## 3 结果及分析

根据优化流程, 对喷管开展了六因子三水平的正交矩阵试验设计。试验因子(自变量)即为 6 个优化变量, 每个变量各有 3 种取值水平; 试验的响应函数则是优化目标中的评价函数  $U$ 。图 3 是各设计变量对喷管优化目标  $U$  的 Pareto 分析图。根据对试验设计的数据分析, 该图将所有试验因子按其对响应函数的影响程度进行百分数排序, 以便于确定影响优化目标的若干关键因子。从图 3 可以看出, 在试验空间内, 设计变量  $x_0$  对优化目标  $U$  的正影响(即随着  $x_0$  的增大, 优化目标  $U$  值将增大)最显著; 而设计变量的因子交互作用  $R''_1-x_2$  对优化目标  $U$  的负影响也比较大。值得指出的是, 基于试验设计的定性分析结果对于试验因子的变化范围有强烈的依赖关系; 但通过试验设计, 关于喷管型面的优化目标得到了一定程度的改进。

表 1 列出了关于喷管型面优化的设计变量和优化目标的初始值及其在各优化阶段的改进值。图 4 对喷管型面在各优化阶段的改进结果进行了比较。最终的优化型面相对于初始内型面的出口半径变小,

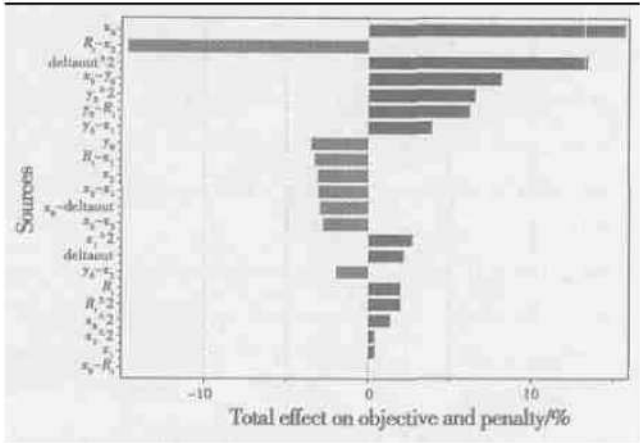


Fig. 3 Pareto analysis of factors impact on optimization objective

扩张段的壁厚减薄,外型面的入口水平段变长。

| Table 1 Values of design variables and optimization objective for nozzle contours |                 |                 |                   |                 |                 |                   |                |                |        |
|-----------------------------------------------------------------------------------|-----------------|-----------------|-------------------|-----------------|-----------------|-------------------|----------------|----------------|--------|
| Variables                                                                         | $x_0/\text{mm}$ | $y_0/\text{mm}$ | $R''_1/\text{mm}$ | $x_1/\text{mm}$ | $x_2/\text{mm}$ | $\xi_0/\text{mm}$ | $F_n/\text{N}$ | $M_n/\text{g}$ | $U$    |
| Upper limit                                                                       | 43.00           | 60.00           | 4.00              | 10.00           | 5.00            | 5.00              | /              | /              | /      |
| Lower limit                                                                       | 30.80           | 30.00           | 2.00              | 2.00            | 0.00            | 1.00              | /              | /              | /      |
| Baseline value                                                                    | 38.40           | 42.90           | 3.00              | 3.00            | 2.50            | 2.00              | 9.955          | 65.24          | -8.966 |
| DOE result                                                                        | 38.40           | 51.48           | 3.00              | 3.00            | 3.00            | 1.60              | 9.958          | 57.13          | -9.093 |
| Global opt. result                                                                | 37.93           | 48.80           | 3.63              | 9.12            | 0.08            | 1.86              | 9.962          | 40.08          | -9.355 |
| Local opt. result                                                                 | 37.30           | 47.46           | 3.54              | 9.20            | 2.91            | 1.00              | 9.956          | 37.34          | -9.373 |

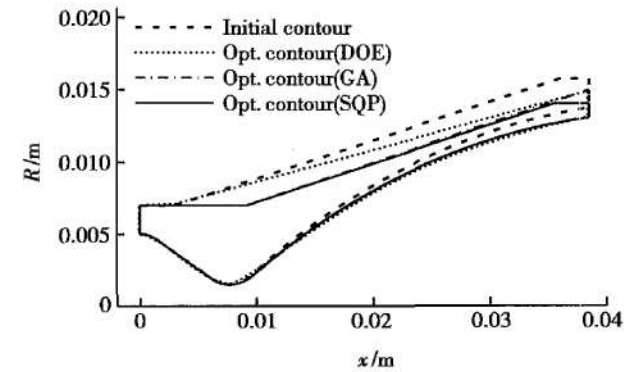


Fig. 4 Comparison for nozzle contour

图 5 比较了优化前后的喷管内流场静压的分布。可以看出,最优喷管型面的出口扩张比相对较小,内流场的核心区(图 5 中点划线与轴线之间的区域)也相对较小。根据推力公式分析,与初始型面相比,最

优喷管型面关于推力的动量项的贡献略有减小,但压力项贡献增大,从而其总的推力相对变大。需要指出的是,计算误差和模型误差对推力值的影响目前还不能很好地评估。

另一方面,因为对喷管壁面的结构强度计算只考虑了静应力的影响,且只在喷管的入口连接处加了轴向约束,所以喷管结构的最大应力远小于材料的许用应力(约 273MPa),强度约束几乎不起作用。

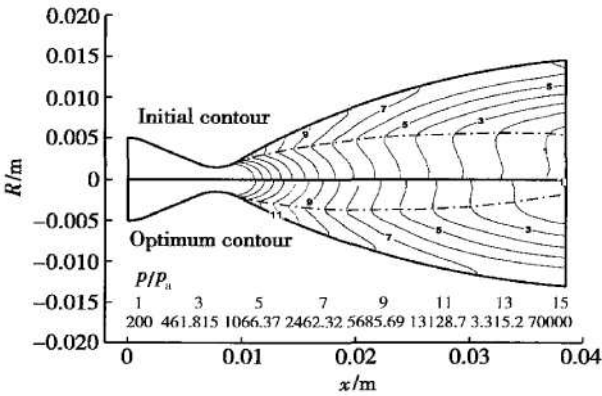


Fig. 5 Comparison for static pressure distribution

4 结 论

- (1) 采用单级优化算法在 iSIGHT 平台上实现了对某型发动机喷管的多学科设计优化。相对于工程单位提供的初始结构,喷管的推力性能略有改善,而结构质量减轻则较为明显,约 42%。优化结果表明:喷管设计中应用多学科设计优化手段可以挖掘出较大的设计潜力。
- (2) 优化过程建立在数值仿真的基础之上,仿真的精度决定了多学科设计优化结果的精度。要提高优化结果的可靠性,必须先保证数值仿真的精度;否则,优化的结果虽然有很大改善,也只能预计一种趋势,而无法应用于工程实际。
- (3) 本研究中对多目标优化问题是通过线性加权来获得目标函数的。这种方法简单易用,但是不同目标的权值的分配是值得探讨的问题。不同的权值分配可能导致截然相反的结论,应谨慎选择。
- (4) 同一种多学科设计优化算法对不同问题的求解能力是不同的,很难根据算法本身来判断其对特定问题的求解能力;然而,单级优化算法以牺牲设计优化时间和费用为代价,进行整体设计优化,是一种比较稳妥的多学科设计优化算法,其结果可以作为其它多学科设计优化算法的有效性的评价标准。

## 参考文献:

- [1] Sobieski J S. Multidisciplinary design optimization: An emerging new engineering discipline[ R ]. *NASA-TM-107761*, 1993.
- [2] Sobieski J S, Haftka R T. Multidisciplinary aerospace design optimization: Survey of recent development[ R ]. *AIAA 96-0711*.
- [3] Hulme K F, Bloebaum C. A comparison of solution strategies for simulation-based multidisciplinary design optimization[ R ]. *AIAA 98-4977*.
- [4] Acton, Olds D E, John R. Computational frameworks for collaborative multidisciplinary design of complex systems[ R ]. *AIAA 98-4942*.
- [5] Sobieski J S, Emiley M, Agte J, et al. Advancement of bi-level

integrated system synthesis[ C ]. *38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno*, 2000.

- [6] LUO Shibin, FAN Xiaoqiang, LUO Wencai, et al. Multidisciplinary preliminary design and optimization of hypersonic vehicle propelled by scramjet engine[ A ]. *International Colloquium on Hypersonic Propulsion*[ C ]. 2003.
- [7] Zang, Green T A, Lawrence L. Multidisciplinary design optimization techniques: Implications and opportunities for fluid dynamics research[ C ]. *30th AIAA Fluid Dynamics Conference, Norfolk*, 1999.
- [8] Koch P N, Evans J P, Powell D. Interdigitation for effective design space exploration using iSIGHT[ J ]. *Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2002, 23(2).

(编辑: 朱立影)

(上接第 537 页)

设计点处的响应曲线相比,可以看出随着飞行条件的变化,由于发动机的特性发生变化而控制器参数未进行相应调整,控制器调节初期控制品质有所下降。但是随着学习过程的不断深入,控制系统误差逐步减小、控制系统的性能有所改善,控制器仍能保持良好的控制水平。从上述响应曲线可以看出控制器在学习过程初期就能与参考模型输出较好的保持一致,具有较好的响应性能。仿真表明控制器具有较好的动态解耦能力。同时在学习过程中每一个采样周期只进行一次模糊推理和一次模糊逆过程计算,计算量不大,且通过解耦使存储单元由  $11^{2n}$  降低为  $(11n)^2$ ,大大降低了对控制存储单元的需要,使用机载计算机就能够完全满足控制器计算实时性的要求和存储能力的需要。

## 4 结 论

自学习模糊解耦控制器具备以下优点:

(1) 自学习解耦控制器能以一种自适应的方法来建立各个解耦模糊控制知识库,且由于控制器初值的选定具备明确的物理意义,因此在学习过程中系统的工作状态比较理想。

(2) 自学习解耦控制器中的学习装置能够动态的、持续的更新模糊控制知识库,从而对过程的参数变化和干扰做出响应。因此,当飞行条件等因素的变化,发动机特性随之改变时,控制器仍然能够在线对

模糊控制器进行修正,从而保持适当的控制水平,因此控制器具有较好的鲁棒性。

(3) 通过对控制规则列表的解耦大大降低了对系统内存的要求,在控制过程中控制过程采用查表法,且每步只对控制列表中有限的几个单元做出更新,计算量不大。

## 参考文献:

- [1] Gupta M M. Multivariable structure of fuzzy control system[ J ]. *IEEE Transactions System Man and Cybernetics*, 1986, 16(16): 638~ 665.
- [2] Layne J R, Passino K M. Fuzzy model reference learning control for cargo ship steering[ J ]. *IEEE Control Systems*, 1993, 12: 23~ 34.
- [3] Kiszka J B, Gupta M M, Trojan G M. Multivariable fuzzy controller under G<sup>L</sup>-del's implication[ J ]. *Fuzzy Sets and Systems*, 1990, 34(3): 301~ 321.
- [4] Layne J R, Passino K M. Fuzzy model reference learning control[ J ]. *Journal of Intelligent and Fuzzy Systems*, 1996, 4(1): 33~ 47.
- [5] Kopasakia G. Adaptive performance seeking control using fuzzy model reference learning control and positive gradient control[ R ]. *AIAA-97-3191*, 1996.
- [6] 方中祥,黄万伟.一种双变量模糊 PI 控制在航空发动机上的应用[ J ]. *航空动力学报*, 1997, 13(1): 41~ 44.

(编辑: 梅 瑛)