

文章编号: 1000-8055(2007)09-1569-04

气体二次喷射推力矢量控制的 响应面优化设计

吴 雄, 王中伟, 焦绍球, 张为华
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 采用基于部分正交多项式的响应面法结合数值模拟试验对某实验发动机气体二次喷射推力矢量控制系统进行优化设计, 结果表明: 这种优化方法可以减少为得到近似函数式而对主/次流干扰流场进行计算的次数, 节省计算时间, 能方便地对气体二次喷射系统各个参数进行优化与分析。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 气体二次喷射; 推力矢量控制; 响应面法 (RSM); 优化设计; 数值模拟
中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Optimization of response surface of secondary gas injection thrust vector control

WU Xiong, WANG Zhong-wei, JIAO Shao-qiu, ZHANG Wei-hua
(College of Aerospace and Material Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The secondary gas injection thrust vector control system of a test engine was optimized using partial orthogonal polynomial based response surface methodology (RSM) along with numerical simulation. The results show that such optimization method could reduce and save the calculation time of primary/secondary interference flow field for approximate functional equation, and enable you to optimize and analyze easily the parameters of secondary gas injection system.

Key words: aerospace propulsion system; secondary gas injection;
thrust vector control; response surface methodology (RSM);
optimization design; numerical simulation

影响固体火箭发动机气体二次喷射推力矢量控制效率的因素很多, 且各因素对其影响很难用精确的解析函数式来表示. 分析各设计参数的影响, 进而对这些设计参数进行优化, 必须找到合理的近似函数表达式. 气体二次喷射过程中, 主/次流干扰流场复杂, 一般需要进行三维数值模拟计算. 由于数值模拟计算量很大, 所以还必须减少为

得到近似函数式而对主/次流干扰流场进行计算的次数, 节省计算时间. 采用试验优化技术可以较好地解决这一问题, 目前国外普遍采用这一技术对单级入轨运载器、飞机等各类优化问题进行研究^[1-2]. 本文选用试验优化技术中的响应面法, 应用三维 N-S 方程, 从影响气体二次喷射气体侧向比冲的角度对固体火箭发动机气体二次喷射系统

收稿日期: 2006-09-04; 修订日期: 2006-12-06

基金项目: 武器装备预研基金; 国家 863 高新技术项目

作者简介: 吴雄 (1977), 男, 湖南岳阳人, 博士生, 主要从事气体二次喷射推力矢量控制的研究.

几何参数和二次喷射流物性参数进行分析和优化.

1 三维流场模型和数值模拟

1.1 物理模型

在固体火箭发动机喷管扩散段某一侧壁面开孔注入二次气体, 占据流通通道, 使超音速气流受到压缩, 流场中产生斜激波; 气流流经斜激波后偏离原来方向, 以与喷管轴线成一定夹角的方向流出; 根据动量定理, 喷管就会产生一定的矢量推力, 如图 1 所示.

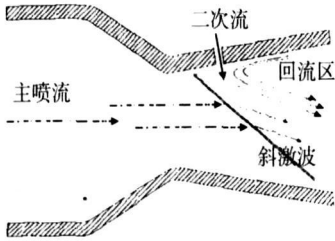


图 1 气体二次喷射原理图

Fig. 1 Sketch map of secondary gas injection

对于固体火箭发动机气体二次喷射的物理过程, 简化起见, 将流动视为气-粒两相平衡流^[3]. 计算中假设发动机燃烧室入口处各流动参数为常数; 不考虑两股气流间化学反应; 忽略质量力.

1.2 控制方程及边界条件

根据以上假设, 数值模拟计算中采用基于 Favre 平均三维 Navier-Stokes 方程^[3,4]和 $k-\epsilon$ 湍流模型, 并在近壁面区域采用壁面函数处理. 采用基于 Van Leer 格式的矢通量分裂算法并加入三阶精度 Osher-Chakrorthy 限制器^[4]. 时间上采用隐式 Jacobi 点迭代方法.

主流由固体火箭发动机提供, 主流总压 4.6 MPa, 总温 3 200 K. 气体二次喷射流总压和总温由入口边界条件给定, 二次喷射流流量根据二次喷射流喷射孔处的流场参数计算出来, 两者一一对应. 外界环境压强为一个大气压, 环境温度 300 K.

2 基于部分正交多项式的响应面法

响应面法 (response surface methodology, RSM) 是由试验设计、回归分析和非线性优化等技术综合而成的一种最优化方法. 它能比较方便地建立多因素影响问题的数学模型, 并依据模型对影响因素进行非线性优化. 响应面法整个过程主要包括: 选择响应面逼近函数模型, 确定一组用于评估响应函数的实验数据点, 基于实验结果构造响应面逼近函数, 并对响应面逼近函数的预估

性能进行评估, 最后应用于优化设计.

为了能够计算出响应面模型的系数, 必须对所研究的问题进行数值试验, 以获得足够的响应量观测值. 响应面法的计算成本随设计变量数目的增加而快速增长, 采用基于部分正交多项式的响应面构造方法, 可以减少数值模拟次数, 更有效的获取信息. 基于部分正交多项式的响应面构造方法具体步骤为:

- (1) 进行变量的筛选, 确定合适设计变量;
- (2) 根据所选设计变量及其水平选用合适的正交表, 编制数值模拟试验方案;
- (3) 实施数值模拟试验, 根据计算结果直接计算诸因素各次多项式系数, 得到响应面的函数表达式;
- (4) 利用多元函数求极值的方法求得响应面的最优值.

采用响应面法生成的三次多项式函数可写成如下形式^[5]

$$\hat{y} = b_0 + \sum_{j=1}^p \sum_{a=1}^3 b_{aj} X_a(z_j) \tag{1}$$

式中 y 为目标函数, 如侧向比冲; z_j 是影响因素, 如次喷射轴向位置和二次喷射角度等; p 为影响因素数目; $X_a(z_j) = \lambda \Psi_a(z_j)$, $a = 1, 2, 3$, λ 是用来整数化处理的系数, $\Psi_a(z_j)$ 是正交多项式. 可查相应的正交多项式表^[5]得到 λ 和 $\Psi_a(z_j)$ 的值; 系数 b_0, b_{aj} 可通过做正交试验设计的试验或计算结果, 用回归分析的方法来确定, 具体计算方法参见文献[5].

3 气体二次喷射系统正交试验设计

气体二次喷射推力矢量控制设计变量较多, 为减少试验误差影响, 改善设计空间的表示, 首先要进行试验设计, 合理选择设计变量及设计空间样本点的分布. 气体二次喷射系统优化设计的目标是二次喷射气体侧向比冲 $I_{sp\theta}$ 最高. $I_{sp\theta}$ 定义为侧向推力与二次喷射质量流率之比. 由于主发动机已经决定了推进系统的主要参数, 如燃烧室压强和燃温等, 气体二次喷射系统优化的主要参数在系统几何参数和气体二次喷射流物性参数上. 鉴于优化设计的计算量非常庞大, 需要利用前人的数值模拟和实验结果来考虑气体二次喷射系统的优化设计.

3.1 系统几何参数

系统几何设计参数的变化对气体二次喷射系统侧向比冲性能的影响主要包括: 二次喷射轴向

位置、二次喷射角度、二次喷射马赫数、喷射口形状以及二次喷射管道面积等。

二次喷射轴向位置决定当地主气流参数, 影响弓形激波强度和压力扰动区域的大小. 定义相对喷射位置 $X_i = \bar{X}_i / L$, 其中 $\bar{X}_i$ 是喷射口中心到喷管喉部的距离, L 是主发动机喷管扩散段长度. 试验和计算表明^[6], 喷管膨胀比不太大时, 最佳的相对喷射位置为 0.3~0.7. 假设相对喷射位置 $X_{i1} = 0.4, X_{i2} = 0.5, X_{i3} = 0.6, X_{i4} = 0.7$ 四个值.

二次喷射角度定义为二次喷射气体喷射方向与主发动机轴线正向(由喉部指向发动机出口)之间的夹角. 试验和理论分析表明^[6], 二次喷射角度影响激波半径大小和二次流压力扰动区域, 对侧向比冲有一定影响. 在相同二次射流总压条件下, 带一定角度的逆流喷射比垂直喷射的侧向力大. 假设二次喷射角度 $\omega_1 = 0.088 \text{ rad}, \omega_2 = 1.222 \text{ rad}, \omega_3 = 1.571 \text{ rad}, \omega_4 = 1.92 \text{ rad}$ 四个值.

二次喷射马赫数直接影响喷射动量和压力扰动区域, 对侧向比冲有一定影响, 本文假定为音速二次喷射. 对于固体火箭发动机气体二次喷射控制, 喷射口形状一般设计成圆形.

二次喷射管道直径直接影响二次喷射质量流率和喷射动量, 对侧向比冲有很大影响. 定义二次喷射管道直径与主发动机喷管喉部直径之比为 D_i . 取 $D_{i1} = 0.1867, D_{i2} = 0.2133, D_{i3} = 0.24, D_{i4} = 0.2667$ 四个值.

3.2 二次喷射流物性参数

二次喷射流物性参数对二次喷射气体侧向比冲性能的影响主要包括: 二次喷射气体的总压、总温、分子量和比热比等. 对特定的二次喷射系统, 二次喷射气体比热比和分子量都不变. 本文计算中取二次喷射气体和主发动机燃气为同种气体. 二次喷射气体总压影响二次流流量、喷射动量以及激波强度. 定义二次喷射气体总压与主发动机燃烧室工作压强之比为 p_{0j} , 取 $p_{0j1} = 0.348, p_{0j2} = 0.565, p_{0j3} = 0.783, p_{0j4} = 1.0$ 四个值.

总温影响二次喷射气体的焓值和内能, 从而改变影响区内压强大小. 定义二次喷射气体的总温与主发动机燃烧室温度之比为 T_{0j} 取 $T_{0j1} = 0.1563, T_{0j2} = 0.4375, T_{0j3} = 0.7188, T_{0j4} = 1.0$ 四个值.

由以上分析可知, 影响气体二次喷射系统侧向比冲主要有 5 个因素, 即二次喷射轴向位置、二次喷射流喷射角度、二次喷射管道直径以及二次喷射气体总压和总温. 采用正交试验设计方法来

安排这些数值模拟的方案, 每个因素假设 4 个水平数, 选用 4^5 正交设计表来安排数值模拟方案, 具体数值模拟试验安排如表 1 所示.

表 1 算例及仿真结果
Table 1 Computational case and results

	算 例					结 果
	X_i	ω	D_i	p_{0j}	T_{0j}	I_{spl}
1	X_{i1}	ω_1	D_{i1}	p_{0j1}	T_{0j1}	1 358
2	X_{i1}	ω_2	D_{i2}	p_{0j2}	T_{0j2}	1 916
3	X_{i1}	ω_3	D_{i3}	p_{0j3}	T_{0j3}	2 489
4	X_{i1}	ω_4	D_{i4}	p_{0j4}	T_{0j4}	2 269
5	X_{i2}	ω_1	D_{i2}	p_{0j3}	T_{0j4}	2 623
6	X_{i2}	ω_2	D_{i1}	p_{0j4}	T_{0j3}	2 506
7	X_{i2}	ω_3	D_{i4}	p_{0j1}	T_{0j2}	2 614
8	X_{i2}	ω_4	D_{i3}	p_{0j2}	T_{0j1}	1 343
9	X_{i3}	ω_1	D_{i3}	p_{0j4}	T_{0j2}	1 624
10	X_{i3}	ω_2	D_{i4}	p_{0j3}	T_{0j1}	1 153
11	X_{i3}	ω_3	D_{i1}	p_{0j2}	T_{0j4}	3 665
12	X_{i3}	ω_4	D_{i2}	p_{0j1}	T_{0j3}	3 086
13	X_{i4}	ω_1	D_{i4}	p_{0j2}	T_{0j3}	1 924
14	X_{i3}	ω_2	D_{i3}	p_{0j1}	T_{0j4}	2 745
15	X_{i3}	ω_3	D_{i2}	p_{0j4}	T_{0j1}	1 281
16	X_{i3}	ω_4	D_{i1}	p_{0j3}	T_{0j2}	1 992
					总计	34 588
y1	8 032	7 529	9 521	9 803	5 135	
y2	9 086	8 320	8 906	8 848	8 146	
y3	9 528	10 049	8 201	8 257	10 005	
y4	7 942	8 690	7 960	7 680	11 302	
R	396.5	630	390	531	1 542	

4 结果与分析

极差的大小说明相应因素作用的大小. 极差大, 说明该因素的变化对结果影响大. 由于极差受水平量的影响很大, 用极差做划分因素重要程度的依据是相对的. 对于一个因素所取位级量的范围不同, 会出现不同的极差值.

本文所研究的发动机喷管膨胀比不太大, 根据试验和数值模拟计算结果, 相对喷射位置位级量范围取 0.4~0.7, 在通常的最佳相对喷射位置 0.3~0.7 之间. 由试验结果和理论分析可知, 轻微逆流喷射才有助于提高侧向比冲, 且二次喷射流不宜靠近喷管壁面, 故二次喷射角度位级量范围取 $50^\circ \sim 90^\circ$. 二次喷射管道直径大小受所需侧向控制力大小限制, 不宜太小; 反之若过大, 则二次喷射流所导致的斜激波有可能与发动机下壁面相交, 反而降低侧向比冲, 故二次喷射管道直径位

级量范围取为 0.186 7~ 0.266 7 倍主发动机喷管喉部直径大小. 提供二次喷射流的气源决定了二次喷射气体总压及总温, 一般多用燃气发生器作为气源. 其总压和总温的量级大小与主发动机相当. 故二次喷射总压和总温位级量范围分别取 0.3 478~ 1.0 和 0.156 25~ 1.0 倍主发动机总压和总温. 本文在考虑国内外多篇文献的基础上并根据经验来确定各个因素的位级, 因此本文结论可信.

对表 1 中的 16 组参数组合进行数值模拟, 计算得到每一个因素各个水平导致结果之和的极差 R , 见表 1. 根据极差, 影响二次喷射气体侧向比冲的因素主次排列顺序为: 二次喷射气体的总温 ($R=1\ 542$)、二次喷射角度 ($R=630$)、二次喷射气体总压 ($R=531$)、二次喷射轴向位置 ($R=396.5$) 和二次喷射管道直径 ($R=390$).

利用表 1 中的数值模拟结果计算三次响应面逼近函数式 (1), 得到二次喷射气体侧向比冲的响应面函数表达式

$$\begin{aligned} I = & 1\ 201.4 - 33\ 825X_i + 80\ 850X_i^2 - \\ & 59\ 000X_i^3 - 18\ 405\omega + 15\ 418\omega^2 - \\ & 3\ 944\omega^3 + 165\ 440D_i - 794\ 880D_i^2 + \\ & 1\ 217\ 300D_i^3 - 1\ 385p_{0j} + 624.68p_{0j}^2 - \\ & 61.716\ 7p_{0j}^3 + 4\ 257.8T_{0j} - \\ & 3\ 270.8T_{0j}^2 + 1\ 105T_{0j}^3 \end{aligned} \quad (2)$$

对公式 (2) 求极大值得到各变量的最优值:

$$[X_i \quad \omega \quad D_i \quad p_{0j} \quad T_{0j}]^T =$$

$$[0.6 \quad 1.687\ 15 \quad 0.186\ 667 \quad 0.347\ 826 \quad 1]^T$$

将上述变量最优值代入侧向比冲的回归方程式 (2), 得预测最优值 $I_{spl}^* = 3\ 948.5\ \text{N} \cdot \text{s/kg}$. 取上述最优变量值进行数值模拟计算, 得二次喷射气体侧向比冲 $I_{spl}^{**} = 3\ 868\ \text{N} \cdot \text{s/kg}$. 两者相差 2% 左右, 表明本文所建立的响应面函数式 (2) 在各因素位级量范围内有效.

在基于多项式的响应面应用实例中, 一般采用最小二乘法求响应面模型参数. 当试验因素较多时, 采用最小二乘法进行优化设计时, 时间上将无法忍受. 且采用最小二乘法求响应面模型参数的计算过程相当复杂, 而且所求得的系数有可能出现统计相关. 如果经过显著性检验, 表明某一系数与零无显著差异时, 也不能简单地从拟合模型

中删去相应的项, 否则将使响应面模型失去意义. 而采用基于部分正交多项式的响应面方法, 只进行了 16 次数值模拟, 就完成了对二次喷射气体的总温、二次喷射角度、二次喷射气体总压、二次喷射轴向位置和二次喷射管道面积五个参数的优化组合. 因此基于部分正交多项式的响应面方法提高了设计效率, 是一个行之有效的方法, 但其优化结果还有待实验验证.

5 结 论

(1) 将基于部分正交多项式响应面法结合数值模拟试验成功应用于发动机气体二次喷射推力矢量控制系统优化设计中.

(2) 本文应用算例中, 正交试验设计所需的数值模拟试验次数仅为全面试验设计的 1/64, 且基于部分正交多项式的响应面方法能消除最小二乘法的固有缺陷, 减少为得到近似函数式而对三维主/次流干扰流场进行计算的次数, 节省计算时间, 提高设计效率, 比较方便地对固体火箭发动机气体二次喷射系统各个参数进行优化与分析.

(3) 影响二次喷射气体侧向比冲的因素主次排列顺序为: 二次喷射气体的总温、二次喷射角度、二次喷射气体总压、二次喷射轴向位置和二次喷射管道面积. 通过本文的研究, 在各因素位级量范围内得到二次喷射气体侧向比冲的预测最优值为 $3\ 948\ \text{N} \cdot \text{s/kg}$, 与数值模拟计算结果相一致.

参考文献:

[1] Joyner C. Launch vehicle propulsion optimization using response surface methodology[R]. AIAA 90 24331.
[2] Steffen C Jr. Response surface modeling of combined cycle propulsion components using computational fluid dynamics [R]. AIAA 2002 05421.
[3] 方丁酉, 张为华, 杨涛. 固体火箭发动机内弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
[4] 吴雄, 张为华. 二次喷射推力矢量喷管三维流场数值模拟 [C] // 第 22 届固体火箭推进技术学术会议论文集. 成都: 中国宇航学会固体火箭推进专业委员会, 2005.
[5] 任露泉. 试验优化设计与分析[M]. 北京: 高等教育出版社, 2003.
[6] 林飞, 王根斌. 固体火箭发动机推力向量控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.