

文章编号: 1000-8055(2007)12-2113-06

含硼推进剂固冲发动机补燃室响应面 优化设计

胡建新, 夏智勋, 赵建民, 郭健, 张炜, 罗振兵, 缪万波
(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 影响含硼推进剂固体火箭冲压发动机补燃室燃烧效率的因素很多, 且各因素对燃烧效率的影响很难用精确的解析函数式来表示. 首先建立了发动机补燃室内两相湍流燃烧数值模拟模型, 然后提出了选用基于正交多项式的响应面方法来解决含硼推进剂固体火箭冲压发动机补燃室结构优化问题. 这种方法可以减少为得到近似函数式而对补燃室流场进行计算的次数, 能比较方便地对固体火箭冲压发动机补燃室各个参数进行优化与分析.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 固体火箭冲压发动机; 含硼推进剂; 响应面法; 优化设计; 数值模拟; 燃烧过程; 两相流

中图分类号: V438

文献标识码: A

Design optimization of secondary chamber response surface of boron based propellant ducted rocket motor

HU Jian-xin, XIA Zhi-xun, ZHAO Jian-min, GUO Jian,
ZHANG Wei, LUO Zheng-bing, Miao Wan-bo

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

Abstract: There are a variety of influential factors to the combustion efficiency of secondary chamber of boron based propellant ducted rocket motor, which are difficult to be expressed accurately by analytical functions. A two-phase turbulent flow combustion value simulation model was firstly established within the secondary chamber of the rocket motor. Then, the structural optimization of secondary chamber of Boron based propellant ducted rocket motor was achieved through the response surface based on orthogonal polynomial. This method allows to compute less frequently the flow field of secondary chamber in obtaining the approximate functions, and makes it easier to optimize and analyze the parameters of secondary chamber of boron based propellant ducted rocket motor.

Key words: aerospace propulsion system; ducted rocket motor; boron based propellant; response surface methodology; optimization design; numerical analysis; combustion process; two phase flow

影响固体火箭冲压发动机补燃室燃烧效率的因素很多, 各因素对燃烧效率的影响很难用精确

收稿日期: 2006-11-21; 修订日期: 2007-04-18

基金项目: 自然科学基金(50376072)

作者简介: 胡建新(1975), 男, 湖南沅江人, 讲师, 博士, 主要从事火箭发动机过程仿真和火箭冲压发动机的研究.

的解析函数式来表示,而分析补燃室各设计参数对燃烧效率的影响,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. Mayer A E H J^[1]与 Stowe R A^[2]等就针对不同的燃气发生器喷管,通过数值模拟、直连式试验和水流试验研究了空燃动量比、进气道后置长度等因素对二次燃烧效率的影响. Omn S C^[3]等采用二维 N-S 方程模拟固体火箭冲压发动机二次燃烧,进行了 32 次数值模拟后,通过最小二乘法得到了进气道后置长度和空燃比两个设计变量的最佳组合.在针对三维固体火箭冲压发动机补燃室多个设计变量进行优化时,如果再用最小二乘法,时间是无法忍受的,所以还必须减少为得到近似函数式而对补燃室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,目前国内外也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^[4,5]. 胡建新等^[6]选用试验优化技术中的响应面法,应用简单一步无限快速化学反应假设,对燃气发生器喷管和进气道参数进行分析和优化. 本文将选用响应面法,应用两相湍流燃烧模型,对含硼推进剂固体火箭冲压发动机补燃室结构参数进行优化设计.

1 数值模拟模型

1.1 物理模型

在非壅塞固体火箭冲压发动机中,燃气发生器所用贫氧推进剂的氧化剂含量仅占 25%~40%,进入补燃室的燃气流量是富燃的,空气通过进气道进入补燃室,从而空气中的氧气与富燃的燃气流发生反应,如图 1 所示. 燃气发生器喷管采用了两个偏心喷管,与双下侧二元进气道相对应.

为了简化计算分析工作量,对流场做如下假设: (1) 反应为简单一步总包反应; (2) 补燃室内气体为理想气体,符合气体状态方程 $p = \rho R T$; (3) 假设燃气中凝相成分为带有液态氧化层的硼颗粒,占富燃燃气流量的 30%,颗粒初始直径为 5 μm ,液态氧化层的初始厚度为 0.5 μm ,颗粒的温度和速度与燃气中气相入口参数相同.

粒,占富燃燃气流量的 30%,颗粒初始直径为 5 μm ,液态氧化层的初始厚度为 0.5 μm ,颗粒的温度和速度与燃气中气相入口参数相同.

1.2 气相控制方程及边界条件

根据以上假设和流体力学中的质量、动量、能量、组分、湍流的 $\kappa\epsilon$ 方程,三维燃烧室的控制方程可以写为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u\phi) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v\phi) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w\phi) = \frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial z}\right) + S_\phi \quad (1)$$

式中 ϕ 是流动变量, Γ_ϕ 是变量 ϕ 的有效输运系数(包括湍流的影响), S_ϕ 是气相源项以及方程中不能写入上式左边各项中的那些项. ϕ , Γ_ϕ , S_ϕ 的具体内容见文献[7].

计算中的边界条件是根据发动机的实际工作状态确定的. 所模拟的发动机工作状态为: 飞行高度 10 000 m、飞行马赫数 2.8、空气在进气道中通过 3 个斜激波和一个正激波进入补燃室. 则可得进气道出口处的边界条件为: 出口压强 550 kPa, 空气流量 6.0 kg/s (四进气道), 总温 573 K. 富燃燃气入口的质量流量是根据空燃比为 15 而设计的,温度以及各个组分的质量分数是由发动机热力学程序计算得来的,而气相的成分为 CO , H_2 , HCl , AlCl_3 , CO_2 , H_2O 六种,质量分数分别为 0.45, 0.2, 0.05, 0.15, 0.1, 0.05. 通过程序计算,可得出富燃燃气入口压强为 550 kPa, 入口质量流量为 0.4 kg/s, 入口温度为 1 800 K.

在补燃室内发生的主要反应以及各组分的反应速率表达式参见文献[8].

1.3 硼颗粒点火与燃烧模型

硼颗粒的燃烧过程由两连续的阶段构成^[9]: 第一阶段是硼颗粒的加热以及它在液态氧化物层的包覆下与氧化性气体反应,随着氧化层的蒸发和反应生成挥发性产物,氧化层越来越薄,当它完

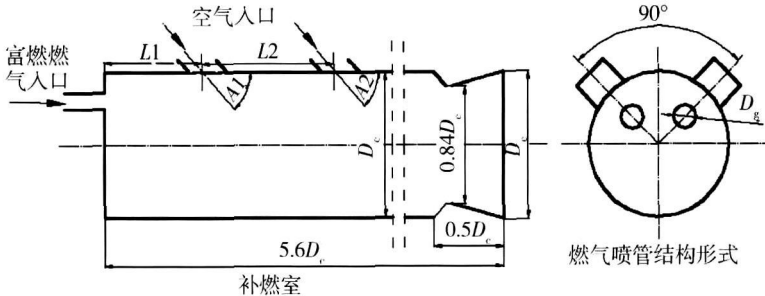


图 1 非壅塞固体火箭冲压发动机补燃室结构示意图

Fig. 1 Unchoked rocket ramjet after burner configuration

全挥发(厚度为零)时,第一阶段结束,这一阶段是硼点火过程;第二阶段是洁净的硼颗粒(无液态氧化层)和周围氧化性气体之间的直接反应,生成最终燃烧产物或过度性燃烧产物(它进一步氧化生成最终产物),这一阶段是硼燃烧过程,绝大部分硼是在这一阶段消耗。建立硼颗粒的点火模型就是以硼的点火机理为基础,确定硼颗粒尺寸、氧化层厚度以及硼颗粒温度与点火时间之间的关系。在建模过程中,认为硼颗粒是不含杂质的球体。采用确定轨道模型来描述颗粒的运动,颗粒运动方程、硼颗粒质量方程、三氧化二硼质量方程以及能量方程参见文献[8]。

2 基于正交多项式的响应面方法

响应面法是由试验设计、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二次数学模型,并依据模型对影响因素进行非线性优化。这个技术实际上是用一个超曲面来近似地替代实际的复杂函数关系。其原理是当某点周围邻近一定数量点的实际函数值已知时,可通过某种方式建立一个超曲面。在充分靠近这个点的区域内,可以用这个曲面代替实际函数来进行复杂的计算。基于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) 选择合适试验设计方法,对设计变量在相应的取值范围内进行数值模拟;
- (3) 利用数值模拟结果计算正交多项式系数,得到二次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。

采用响应表面法生成的二次多项式函数可写成如下形式^[9]

$$y(x) = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_{1i} \varphi_{1i}(x) + \sum_{i=1}^n \beta_{2i} \varphi_{2i}(x) \quad (2)$$

其中 y 为目标函数,如补燃室燃烧效率; x 是影响因素,如进气道后置长度和进气角度等; n 为影响因素数目; φ_{1i} 和 $\varphi_{2i}(x)$ 分别是 x 的一次和二次多项式,具体表达式为

$$\begin{aligned} \varphi_1(x) &= x - \bar{x} \\ \varphi_2(x) &= \left(x - \bar{x}\right)^2 - \frac{1}{12}(k^2 - 1)h^2 \end{aligned} \quad (3)$$

式中 k 为在试验中所取的水平数; h 为某因素各个水平的间隔; $\bar{x}$ 是某因素各个水平的均值; 式中的系数 β_0 , β_1 和 β_2 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[9]。

求出响应面方程的待估参数后,需要对响应面函数进行统计检验,评估其对真实响应的逼近程度,常用全相关系数 R^2 来度量响应面函数对原函数的逼近程度, R^2 定义为

$$R^2 = \frac{SSR}{SST} \quad (4)$$

其中 SST 为总偏差平方和, SSR 为回归平方和。 R^2 的值在 0 和 1 之间,越接近 1,说明响应面函数的逼近程度越高^[4]。

3 试验设计方法

响应面法的计算成本随设计变量数目的增加而快速增长。响应面法的预测能力很大程度上受设计空间样本点分布的影响,因而设计空间本身的描述也十分重要。设计变量很多时,为减少试验误差的影响,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。由于导弹的飞行范围已经决定了推进系统的主要参数,如燃烧室压强和空燃比等,冲压补燃室优化的主要目标在燃气发生器喷管和进气道上。由于优化设计的计算量非常庞大,因此要利用前人的数值模拟和实验结果来考虑补燃室的优化设计,并引入正交试验设计方法来安排这些数值模拟的方案。

3.1 进气道参数

影响补燃室燃烧性能和发动机性能的进气道主要设计参数包括:空气射流马赫数、前后进气道进气角度、进气道周向位置、进气道后置长度以及前后进气道轴向距离。优化进气道参数的原则:增加颗粒在补燃室内的停留时间;富燃燃气与空气很好的混合,但也不能混合太快以致温度急剧下降而影响硼颗粒的点火;使头部主燃烧区内燃气与空气的当量混合比接近化学当量,产生高温区。

空气射流马赫数越大,则突扩损失加大,补燃室总压损失增加,但有助于增加空气射流入射深度,提高回流区涡流强度,改善掺混特性。由于空气流量由发动机总体设计提出,因此空气射流的马赫数就由进气道的出口截面积决定。假设前后进气道进入补燃室的空气射流马赫数分别为 $Ma_{11} = Ma_{12} = 0.3$, $Ma_{12} = Ma_{22} = 0.45$ 和 $Ma_{13} = Ma_{23} = 0.6$ 三个值。假设进气道出口截面的高宽比为 1.5,则可得到相应的进气道出口截面几何参数。

增大空气进气角度意味轴向速度分量减少, 径向速度分量增大, 并且补燃室总压损失增加, 这不利于提高发动机性能。但进气角度增加后, 使空气射流入射深度增加, 压缩上游回流区轴向尺寸, 涡心往上移动, 涡流强度增加, 使富燃燃气和空气有效掺混。因此在确定进气角度时, 应考虑它对总压损失和燃烧效率的综合影响。假设前后进气道进气角度分别为 $A1_1 = A2_1 = 45^\circ$, $A1_2 = A2_2 = 60^\circ$, $A1_3 = A2_3 = 75^\circ$ 三个值。

进气道周向角度表示为两进气道之间在燃烧室圆周方向的角度。进气道周向角度的改变会影响补燃室内的流场结构, 进而影响燃气、空气的组分分布, 影响燃烧效率。导弹总体已经提出进气道周向位置为 $\alpha = 90^\circ$, 并且这样安排的二元进气道本身也具有较好的攻角特性。

补燃室头部回流尺寸, 在结构上主要靠调整进气道后置长度 $L1$ 来保证, 即在给定的工作条件下, 头部回流区大小和强度是进气道后置长度的函数。假设进气道后置长度 $L1_1 = 0.3D_c$, $L1_2 = 0.6D_c$, $L1_3 = 0.9D_c$ 三个值, 其中 D_c 是补燃室直径。

希望在主燃烧区内除掉硼颗粒表面的氧化层使其点火, 而在第二燃烧区内有大量冷空气的加入时硼颗粒不熄火。前后进气道之间轴向距离就决定了硼颗粒在热空气中的停留时间。假设 $L2_1 = 0.5D_c$, $L2_2 = 1.0D_c$, $L2_3 = 1.5D_c$ 三个值, 其中 D_c 是补燃室直径。

3.2 燃气发生器喷管参数

固体火箭冲压发动机燃气发生器喷管的实际构型主要考虑二次燃烧组织和合理利用有效空间。影响补燃室燃烧性能和发动机性能的燃气发生器喷管的主要设计参数包括: 燃气发生器喷管位置、数量、喷管出口截面形状和燃气射流马赫数以及喷射角度。优化燃气喷管参数的原则: 尽量打

碎燃气流中颗粒的聚团, 除掉硼颗粒表面的氧化层; 增加颗粒在补燃室内的停留时间; 富燃燃气与空气很好的混合, 但也不能混合太快使温度急剧下降而影响硼颗粒的点火。

燃气发生器喷管一般采用多出口结构, 这样喷射出来的富燃燃气相对分散, 形成的火焰比较短, 与空气接触界面增加, 有利于较快、较均匀地掺混补燃, 提高燃烧效率。并且可以按照进气道的数量、位置和空气射入深度进行燃气发生器喷管出口的合理分组, 以更好的组织补燃。初步确定燃气发生器喷管出口的总个数为 2, 出口截面为圆形, 沿轴向喷射, 如图 1 所示。

燃气射流马赫数越大, 有利于提高喷射冲量和引射增压, 但是这将增加掺混长度, 减少燃气在补燃室的实际逗留时间, 不利于补燃室内能量的释放。由于燃气流量由发动机总体设计提出, 因此燃气射流马赫数由喷管的出口截面积决定。假设燃气射流马赫数为 $Ma_{g1} = 0.1$, $Ma_{g2} = 0.2$ 和 $Ma_{g3} = 0.3$ 三个值。

由以上分析可知, 影响二次燃烧效率主要有 7 个因素, 即前进气道空气射流马赫数 $Ma1$ 、后进气道空气射流马赫数 $Ma2$ 、前进气道进气角 $A1$ 、后进气道进气角 $A2$ 、前进气道后置长度 $L1$ 、前后进气道轴向距离 $L2$ 以及燃气射流马赫数 Ma_g , 而每个因素中假设 3 个位级, 因此可选用 3^7 的正交设计表来安排数值模拟的方案, 具体的数值模拟安排如表 1 所示。

4 优化结果

对表 1 中的 18 种补燃室参数进行数值模拟, 利用表中的数值模拟结果计算正交多项式(2)式的系数, 得到补燃室燃烧效率的二次响应面的函数表达式

$$\eta = 67.6661 + 42.7389(Ma1 - 0.45) + 49.8333(Ma2 - 0.45) + 0.7858(A1 - 60) + 0.017(A2 - 60) + 27.0194 \frac{1}{D_c}(L1 - 0.6D_c) + 1.17 \frac{1}{D_c}(L2 - 1.0D_c) - 58.875(Ma_g - 0.2) - 128.2593[(Ma1 - 0.45)^2 - \frac{9-1}{12} \times 0.15^2] + 54.4074[(Ma2 - 0.45)^2 - \frac{9-1}{12} \times 0.15^2 - 0.02565(A1 - 60)^2 - \frac{9-1}{12} \times 15^2] - 0.02357[(A2 - 60)^2 - \frac{9-1}{12} \times 15^2] + 11.5463 \frac{1}{D_c^2}[(L1 - 0.6D_c)^2 - \frac{9-1}{12} \times (0.3D_c)^2] - 4.1333 \frac{1}{D_c^2}[(L2 - 1.0D_c)^2 - \frac{9-1}{12} \times (0.5D_c)^2] + 344.4167[(Ma_g - 0.2)^2 - \frac{9-1}{12} \times 0.1^2] \quad (5)$$

通过响应面可以方便地考察任意设计变量或任意设计变量组合对目标函数的影响, 利用可视

化技术, 能够将这种影响关系做成响应面曲面图, 曲面在空间的曲率变化程度反映了实际影响程

度. 图 2 为燃烧效率响应面与前进气道后置长度 $L1$ 和前后进气道轴向距离 $L2$ 的关系. 图 3 为燃烧效率响应面与前进气道空气射流马赫数 $Ma1$

和后进气道空气射流马赫数 $Ma2$ 的关系. 图 4 为燃烧效率响应面与前进气道进气角 $A1$ 和后进气道进气角 $A2$ 的关系. 图 5 为燃烧效率响应面与

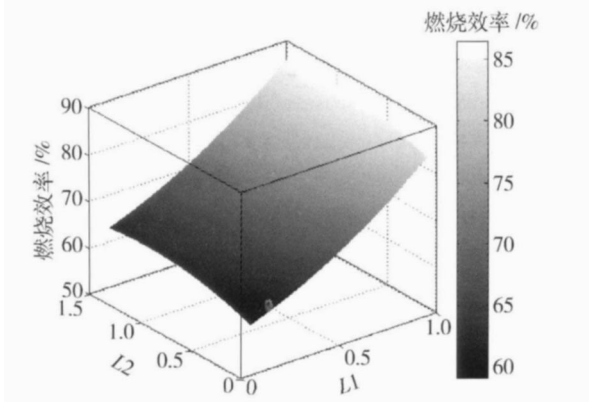


图 2 燃烧效率响应面与 $L1$ 和 $L2$ 的关系

Fig. 2 response surface varies with $L1$ and $L2$

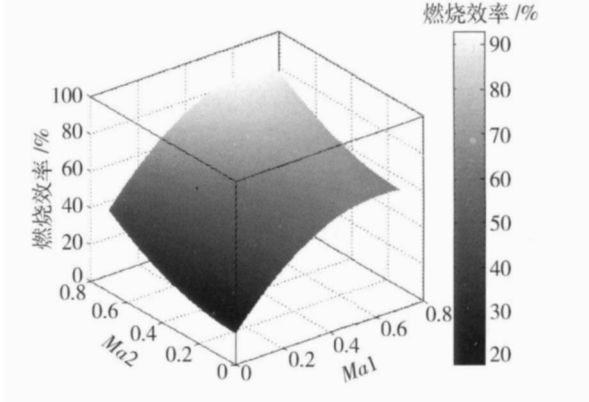


图 3 燃烧效率响应面与 $Ma1$ 和 $Ma2$ 的关系

Fig. 3 η response surface varies with $Ma1$ and $Ma2$

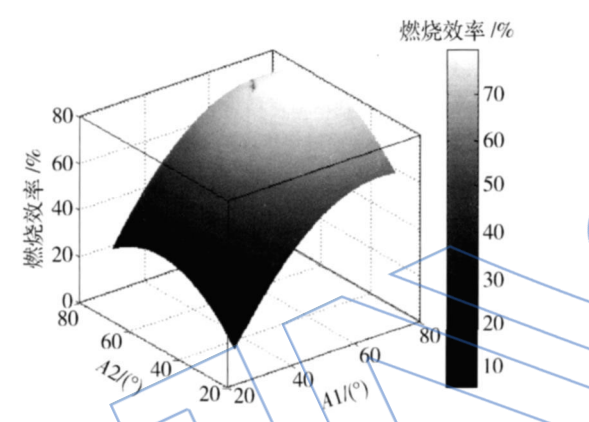


图 4 燃烧效率响应面与 $A1$ 和 $A2$ 的关系

Fig. 4 η response surface varies with $A1$ and $A2$

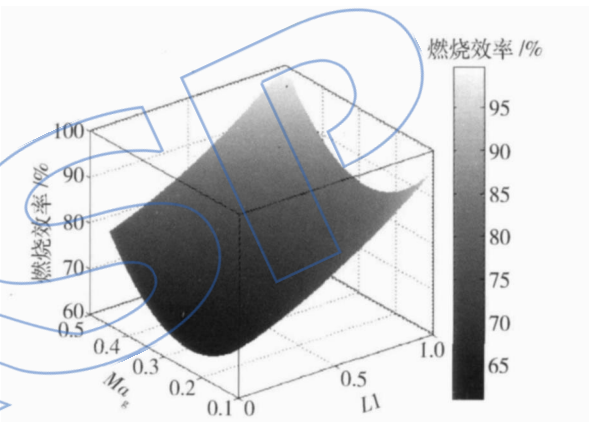


图 5 燃烧效率响应面与 $L1$ 和 Ma_g 的关系

Fig. 5 η response surface varies with $L1$ and Ma_g

表 1 二次燃烧组织数值模拟计划表

Table 1 Computational case and results

次数	因数	$Ma1$	$Ma2$	$A1/(^{\circ})$	$A2/(^{\circ})$	$L1$	$L2$	Ma_g	$\eta_{CO}/\%$	$\eta_{H_2}/\%$	$\eta_B/\%$	$\eta_u/\%$
1		0.3	0.3	45	45	0.3 D_c	0.5 D_c	0.1	57.02	36.25	16.50	36.98
2		0.3	0.45	60	60	0.6 D_c	1.0 D_c	0.2	73.22	51.88	64.37	65.75
3		0.3	0.6	75	75	0.9 D_c	1.5 D_c	0.3	84.29	64.91	86.80	81.72
4		0.45	0.3	45	60	0.6 D_c	1.5 D_c	0.3	67.79	47.36	26.42	47.47
5		0.45	0.45	60	75	0.9 D_c	0.5 D_c	0.1	89.98	87.43	81.29	86.03
6		0.45	0.6	75	45	0.3 D_c	1.0 D_c	0.2	84.65	66.38	72.37	76.36
7		0.6	0.3	60	45	0.9 D_c	1.0 D_c	0.3	87.26	67.91	63.46	74.17
8		0.6	0.45	75	60	0.3 D_c	1.5 D_c	0.1	89.99	88.71	83.50	87.16
9		0.6	0.6	45	75	0.6 D_c	0.5 D_c	0.2	79.51	62.41	48.25	63.85
10		0.3	0.3	75	75	0.6 D_c	1.0 D_c	0.1	80.19	59.89	57.52	67.37
11		0.3	0.45	45	45	0.9 D_c	1.5 D_c	0.2	65.32	42.00	35.15	48.95
12		0.3	0.6	60	60	0.3 D_c	0.5 D_c	0.3	75.56	57.26	47.58	60.99
13		0.45	0.3	60	75	0.3 D_c	1.5 D_c	0.2	70.86	50.53	39.67	54.63
14		0.45	0.45	75	45	0.6 D_c	0.5 D_c	0.3	78.89	59.13	65.49	69.89
15		0.45	0.6	45	60	0.9 D_c	1.0 D_c	0.1	89.80	81.53	77.01	83.16
16		0.6	0.3	75	60	0.9 D_c	0.5 D_c	0.2	89.93	82.70	75.14	82.68
17		0.6	0.45	45	75	0.3 D_c	1.0 D_c	0.3	68.81	51.22	13.21	43.32
18		0.6	0.6	60	45	0.6 D_c	1.5 D_c	0.1	89.91	84.70	86.31	87.51

前进气道后置长度 L_1 和燃气射流马赫数 Ma_g 的关系. 计算结果表明, 通过上述方法构造的燃烧效率响应面的全相关系数 R^2 为 0.868 4, 接近 1, 近似效果较好.

在如下变量取值范围内 Ma_1 : [0.1, 0.7]; Ma_2 : [0.1, 0.6]; A_1 : [30, 80]; A_2 : [30, 80]; L_1 : [0.1, 0.9]; L_2 : [0.1, 1.5]; Ma_g : [0.15, 0.3]; 对上式求极大值得到各变量的最优值 $[Ma_1, Ma_2, A_1, A_2, L_1, L_2, Ma_g]^T = [0.616\ 9, 0.6, 75.317\ 7, 60.360\ 6, 0.9D_c, 1.141\ 5D_c, 0.3]^T$

将上述变量最优值代入补燃室燃烧效率的回归方程, 得到燃烧效率的预测最优值为 $\eta = 92.94$.

5 结 论

本文提出了选用基于正交多项式的响应面方法来解决含硼推进剂固体火箭冲压发动机补燃室结构优化问题. 采用该方法后, 只进行了 18 次数值模拟, 就完成了影响二次燃烧效率的 7 个补燃室结构参数的优化组合. 因此, 基于正交多项式的响应面方法提高了设计效率, 是一个行之有效的设计方法, 但其优化结果还有待实验验证.

参考文献:

[1] Mayer A E H J, Stowe R A. Experimental study into mixing in a solid fuel ducted rocket combustion chamber[R].

AIAA Paper 2000-3346.

- [2] Stowe R A, Champlain A De, Mayer A E H J. Modeling combustor performance of a ducted rocket[R]. AIAA Paper 2000-3728.
- [3] Onn S C, Chiang H J, Hwang H C, et al. Optimization of operation conditions and configurations for solid propellant ducted rocket combustors[R]. AIAA Paper 93-1885.
- [4] 罗世彬. 高超声速飞行器机体/发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2004.
- [5] Steffen C Jr. Response surface modeling of combined cycle propulsion components using computational fluid dynamics[R]. AIAA 2002-0542.
- [6] 胡建新, 夏智勋, 赵建民, 等. 固体火箭冲压发动机补燃室的响应面法优化设计[J]. 推进技术, 2004, 25(6): 491-497.
- HU Jianxin, XIA Zhixun, ZHAO Jianmin, et al. Ducted rocket secondary chamber optimization with response surface methodology[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6): 491-497.
- [7] 庄逢辰编著. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科学技术大学出版社, 1995.
- [8] 胡建新, 夏智勋, 方丁西, 等. 固冲发动机补燃室内硼颗粒点火和燃烧数值研究[J]. 弹道学报. 2006, 18(1): 68-71.
- HU Jianxin, XIA Zhixun, FANG Dingyou, et al. A numerical study on ignition and combustion of boron particles in the flowfield of a ducted rocket secondary combustor[J]. Journal of Ballistics, 2006, 18(1): 68-71.
- [9] 陈小前. 飞行器总体优化设计理论与应用研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2002.