

复合固体推进剂能量特性优化设计

国防科学技术大学 田德余 杨 斌

摘 要

本文在最小自由能法精确计算固体火箭推进剂能量特性程序的基础上,运用模式搜索优化方法〔3〕,编制了电子计算机程序,用该程序能算出已知组分在最高比冲或最高特征速度下的最佳配比。优化计算结果和图象法(或精确计算)所得的结果是一致的〔5〕。这证明固体推进剂能量特性的优化设计是成功的,为固体推进剂配方设计提供了一种有效的计算方法。

一、前 言

近年来,国内外对固体推进剂能量特性的优化设计很重视,1978年V.Swaminathan采用平衡常数计算法和梯度投影优化理论确定含金属铝固体推进剂的组分最佳配比〔1〕,1982年他又采用罚函数优化理论,优化含金属固体推进剂的比冲〔2〕。同年台湾省学者〔3〕采用直接搜索法与CEC71程序相结合,获得了使固体推进剂具有最高比冲的最佳配比。也可用快速回归处理,得到性能与组分的回归方程,以此绘出等性能三角图,从中选择最佳配比〔4〕。各种优化方法很多,但基本上可分为二类。

一类是间接法(梯度法)〔2〕,该法数学上比较复杂,采用平衡常数法求平衡组成有一定的缺陷,同时组分与性能参数的初始值必须分别满足质量守恒方程。

另一类是直接方法,直接使用目标性能的计算和所给目标函数的约束方程,再运用系统循环法得到最优解。网络搜索是最简单的直接法〔6〕,采用此法,以最小自由能法算出推进剂燃烧产物的平衡组成。但此法对含多独立变量的目标函数不尽合适。模式搜索法是运用最广泛的直接法,又称为步长加速法,先用试探过程,即探索性移动,环绕基点采用坐标轮换法寻找有利的方向;后用加速过程,即模式移动,在选定的有利方向上加速搜索;通过这两过程达到最优点。有人对众多的优化方法进行了比较〔7〕,认为模式搜索法优于梯度法;其原理简单,容易与目标函数的求解程序结合,而且可优化多独立变量的目标函数。

本文用模式搜索法,结合能量特性精确计算程序〔5〕,探索了优化的具体方法。

二、数 学 分 析

1. 目标函数及其约束条件 目标函数为比冲,可由下式计算

$$I_{sp} = [2J(H_c - H_e)/g]^{1/2} \quad (1)$$

式中J为热功当量, H_c 和 H_e 分别为喷管进、出口处总焓。 H_c 和 H_e 可用燃烧产物的摩尔数 n_i ,和相应的焓 $H_{c,i}$ 和 $H_{e,i}$ 表示

$$H_c = \sum_{i=1}^m n_i \cdot H_{c,i} \quad H_e = \sum_{i=1}^m n_i H_{e,i} \quad (2)$$

燃烧产物的焓值可用热力学函数温度系数 a 和绝对温度 T 表示:

$$H_i = RT(a_{i1} + a_{i2}T/2 + a_{i3}T^2/3 + a_{i4}T^3/4 + a_{i5}T^4/5 + a_{i6}/T) \quad (3)$$

目标函数的约束条件: a. 质量守恒方程

$$\sum_{i=1}^m a_{ik} n_i - b_k = 0 \quad k = 1, 2, \dots, A \quad (4)$$

式中 a_{ik} 为一摩尔某种产物的原子数, b_k 是一公斤推进剂含 k 种元素的摩尔原子数 (mol/kg)。

b. 能量守恒方程, 即燃烧产物总焓 H_c 与推进剂总焓 H_p 相等

$$H_c = H_p \quad (5)$$

c. 等熵方程, 即喷管的进、出口处熵相等 (式 (6)), 并且燃烧产物的熵 S_i 可写成式 (7)。

$$S_c = S_e = \sum_{i=1}^m n_i S_i \quad (6)$$

$$S_i = R(a_{i1} \ln(T) + a_{i2}T + a_{i3}T^2/2 + a_{i4}T^3/3 + a_{i5}T^4/4 + a_{i7}) \quad (7)$$

d. 化学平衡, 用吉布斯自由能 G_f (KJ) 作为化学平衡判据, μ_i 为产物的化学势 (KJ/mol)

$$G_f = \sum_{i=1}^m \mu_i n_i \quad (8)$$

在满足质量守恒条件, 求出 G_f 的极小值, 使 G_f 与方程 (4) 联系, 故定义

$$G = G_f + \sum_{k=1}^A \pi_k \left(b_k - \sum_{i=1}^m a_{ik} n_i \right) = 0 \quad (9)$$

式中 π 为拉格朗日乘数。求 n_i 并使 G 为最小值的方法就是最小自由能法。本文采用 DYKS 程序来求目标函数值。

2. 优化方法 从方程 (1) ~ (9) 得知, 目标函数可用组分的重量百分数 X_j 的函数表示:

$$I_{sp} = f(X_j) \quad j = 1, 2, \dots, l, \quad \sum_{j=1}^m X_j = 1 \quad (10)$$

利用方程 (10) 绘出等比冲三角图 (图 1), 并可见等比冲线是连续的, 互不交叉。

本文就是采用优化方法确定一组组分 ($X_1, X_2, X_3, \dots, X_l$), 使比冲为最高。

模式搜索法优化的具体步骤见图 2。

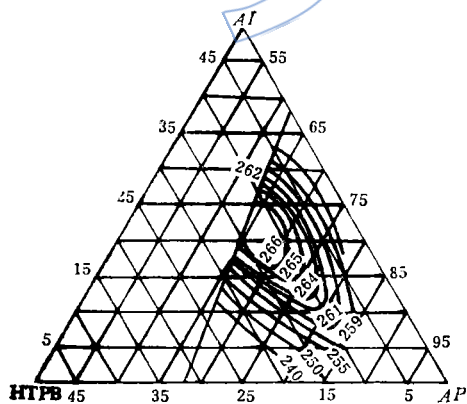


图 1 聚丁二烯/过氯酸铵/铝推进剂的成份一理论比冲图 ($P_c/P_e = 70/1$, 最佳膨胀, 0° 半角)

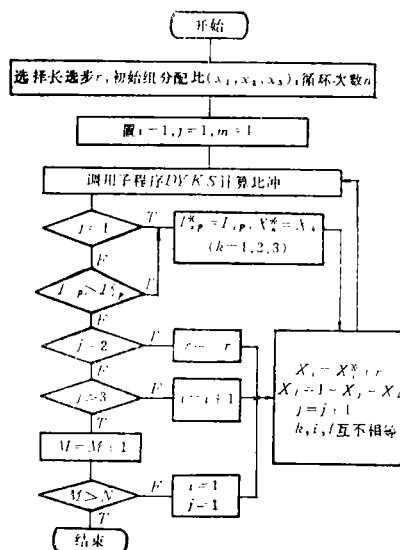


图 2 模式搜索法优化框图

三、优化结果与讨论

本文对含铝复合固体推进剂进行了比冲的优化运算。

1. AP/HTPB/AL固体推进剂比冲的优化结果与比较

我们通过大量计算绘制了AP/HTPB/AL复合固体推进剂的等比冲三角图(见图3)。并对AP/HTPB/AL推进剂进行了优化计算,在图3上标出了不同起点下的优化点,表1列出了各自优化结果详细对照。

2. 用简化算法对AP/HTPB/AL体系比冲的优化。

用YHP程序,调用比冲简化计算程序YB,对AP/HTPB/AL推进剂体系进行优化运算。

表1 AP/HTPB/AL推进剂不同
起点下优化结果对照

AP/HTPB/AL		80/10/10	85/7/8
燃 烧 室 主 要 燃 烧 产 物	H	1.4400	1.5194
	O	0.0629	0.1141
	Cl	0.6572	0.8161
	CO	7.8039	6.7108
	CO ₂	0.8347	0.9200
	HCl	5.5645	5.4939
	H ₂	8.0869	6.7637
	H ₂ O	7.1180	7.7180
	OH	0.6267	0.8913
	O ₂	0.0220	0.0508
	NO	0.0569	0.0924
	N ₂	3.1061	3.1313
	AlCl	0.0400	0.0361
物 ($\frac{\text{mol}}{\text{kg}}$)	Al ₂ O ₃	2.6324	2.7090
	最优配比		
	(%)		
AP		73.67	74.67
HTPB		12.00	10.60
AL		14.33	14.73
I _{SP} (S)		266.29	266.48
T _c (K)		3580.1	3655.1
T _e (K)		2097.9	2244.1
Q (KJ/kg)		5740.4	5811.6
C* (m/s)		1603.9	1599.6

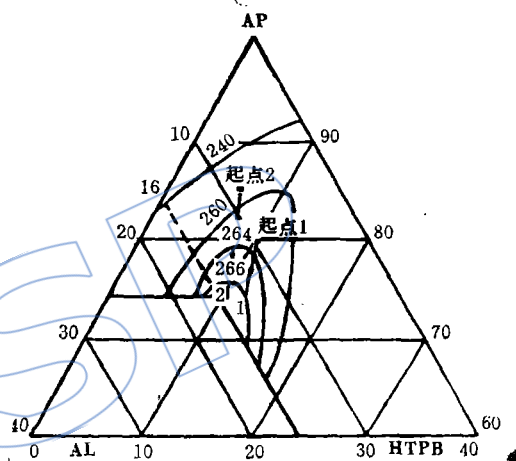


图3 HTPB/AP/AL等比冲三角图(箭头所指点为最优点)

表2 AP/HTPB/AL的初始配比: 85/7/8

优化结果		YHP 调用	
		YB	DYKS
最优配比 (%)	AP	74.63	74.67
	HTPB	10.51	10.60
	AL	14.86	14.73
最高比冲I _{SP} (S)		265.8	266.5

表2列出了优化程序调用不同的目标函数求解子程序(YB和DYKS)的优化结果。其值非常接近,这说明模式搜索法与目标函数的求解方法天然,是十分方便的一种优化方法。

表2 YHP调用不同目标函数求解子程序的优化结果对照

本文采用模式搜索法,结合固体推进剂能量特性计算编制了优化程序,在DPS-6机上调试通过,优化结果和图象法一致;该程序可以根据需要选择优化目标(或调用其他目标函数求解子程序),实现固体推进剂各种能量特性参数的优化。

参 考 文 献

- [1] Swaminathan, V. et al, "Performance Optimization of Metallized Solid Propellants", Propellants Explos. 3, (1978).
- [2] Swaminathan, V. et al, "A penalty Function Approach to the Optimization of Chemical Propellant Systems Using the Fletcher-Powell Algorithm", Propellants, Explos. pyrotech. 7, (1982).
- [3] Chang, C.W. and Tao, C.C. "Direct Search Method for Performance Optimization of Solid-rocket-Propellant compositions", AIAA 82-1190.
- [4] 田德余, "无烟推进剂性能计算图象法", 兵工学报, NO.4, (1980).
- [5] 田德余编, "化学推进剂能量", 国防科技大学, 1983.
- [6] swaminathan, V. et al, "propellant Evaluations by Free Energy Minimization through Random Search", Propellants, Explos. 2, (1977).
- [7] Eason, E.D. and Fenton, R.G., "A comparison of Numerical Optimization Methods for Engineering Design", Journal Engineering for Industry (TRANS. of ASME series B) Vol.96, No.1(1974).

(责任编辑 王慧玉)

动力专业委员会学术会议简讯

动力装置控制系统发展方向与对策研讨 已于1987年8月中旬召开, 对我国如何发展发动机全功能数控系统进行了研讨。会上分析了我国现状与国际先进水平的差距, 研究了当前应开展的研究课题。大家要求加强院校厂所大协作, 发挥各自优势, 短期内在这方面做出贡献。这种从学术角度研讨发展策略在国内还是第一次, 因不涉及任务分配, 学术空气较浓。

航空发动机飞行特性研讨会 已于1987年9月中旬召开, 这是和飞行力学及飞行试验专业委员会联合召开的学术会议。会上宣读了29篇论文, 从不同业务领域研究了发动机台架性能正确评定、飞机进排气系统对发动机性能影响、推力/阻力计算系统, 飞机升降特性计算及试飞方法等问题。这种会在国内是第一次, 会上要求加强推进系统与飞机性能匹配的研究。

第四届发动机结构、强度、振动学术会 已于1987年11月中旬召开, 这是与维修专业委员会联合召开的学术会议。会议上宣读了92篇论文, 涉及发动机使用载荷和条件、发动机振动和转子动力学、航空齿轮振动特性、颤振和失调叶片振动、结构件和材料的疲劳和蠕变、结构优化设计、振动分析、状态监控与故障诊断及应力分析等。会议还决定第五届会议在1989年召开, 并决定明年召开可靠性方面的研讨。

(王震华)

About 50 specimens of aluminum alloy LY12-CZ have been tested and the results show that both the minor-cycle frequency and force amplitude have a detrimental effect on crack initiation life.

A ratchetting phenomenon appeared as the minor-cycle frequency was lowered to 10Hz. It is probably a "deformation failure" in this case.

A STUDY ON IGNITION OF SOLID PROPELLANT BY CO₂ LASER

Ji Qiuying, Li Lu, Zhao Yuanxin

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

Experimental research and theoretical analysis have been carried out by means of a CO₂ laser as the radiation source to heat the test samples at atmospheric pressure and temperature. The ignition delay of each of the test samples was measured as a function of radiation intensity. According to the experimental observation and theoretical analysis, a comprehensive model of ignition for composite solid propellant is established which takes into account the effects of the gas-phase reaction, the oxidizer release, the heterogeneous reaction and the polymer fuel pyrolysis in the depth of the propellant. The results of theoretical analysis come to quite a good agreement with the corresponding experimental data. Both experimental and computational results show that the ignition delay decreases with increasing radiant heat flux. The minimum and the optimum values of heat flux appear to exist. The criterion of ignition is deduced.

AN OPTIMIZATION DESIGN OF ENERGY CHARACTERISTICS OF COMPOSITE SOLID PROPELLANTS

Tian Deyn and Yang Bin

(National University of Defence Technology)

Abstract

The free energy minimization technique is adopted for calculation of theoretical rocket performance under equilibrium flow conditions. According to optimization theory, the direct search method is employed in combination with a computer program. A composite solid propellant ingredient is chosen for maximum specific impulse and maximum characteristic velocity. The numerical results obtained agree fairly well with the results obtained by graphical method for determining the optimum composition of solid propellant systems.