

固体火箭发动机总体参数优化设计

北京航空航天大学 方国尧 郭志勇

一、目标函数、设计变量和约束条件

1. 目标函数 本文采用的优化准则是: 对于给定的有效载荷, 在保证导弹末速度一定的条件下, 导弹的起飞质量应尽量小。优化准则用如下数学式表示即为目标函数^[1]

$$\min f_s(\bar{x}), \quad s \cdot t \cdot L(\bar{x}) = \text{cost}$$

$$f_s(\bar{x}) = \frac{m_o(\bar{x})}{q} = \left[1 + \frac{m_o(\bar{x})}{q} \right] \text{EXP} \left\{ \frac{1}{I_s} \left[V_m + \bar{g} \sin \theta t_k + \frac{S_m}{m_o(\bar{x})} \int_0^{t_k} \frac{C_x \rho V^2}{(1 - ngt/I_s)} dt \right] \right\}$$

式中, $\bar{g} \sin \theta t_k$ 为导弹质量力对最大末速度的影响, $\bar{g}$ 为平均重力加速度, θ 为速度向量与当地水平面的夹角, 最后一项为导弹气动阻力影响最大末速度的大小。 $m_o(\bar{x})$ 为导弹的起飞质量, q 为导弹的有效载荷, $m_m(\bar{x})$ 为发动机的结构质量, I_s 为发动机的比冲, V_m 为导弹飞行的最大末速度, S_m 为导弹最大横截面积, C_x 为气动阻力系数, ρ 为大气密度, n 为导弹的轴向过载系数, t_k 为发动机工作时间, $\bar{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$, $C_x = C_{x0} + A_a \alpha^2$, 式中 C_{x0} 为零升阻力系数, $A_a \alpha^2$ 为诱导阻力系数, α 为导弹攻角。

2. 设计变量 本文采用了如下八个设计变量: F : 一级发动机的推力 (N); C : 两级发动机的推力比 (F_1/F_2); t_o : 一级发动机的工作时间 (s); t_1 : 两级发动机的总工作时间 (s); D : 发动机直径 (mm); ϵ : 发动机喷管的膨胀比; L_c : 发动机燃烧室圆柱段的长度 (mm); D_L : 喷管的喉径 (cm)。

3. 约束条件 本文所选用的约束条件有: (1) 设计变量的约束; (2) 导弹总体对发动机提出的总冲、推力、工作时间要求等约束; (3) 发动机内弹道方程的约束。

二、数学模型简介

在固体火箭发动机总体参数优化设计过程中, 数学模型的建立是非常重要的, 数学模型建立的好坏直接影响优化计算的精度和适用性。发动机的数学模型包括能量模型和质量模型。

能量模型采用了两种方法: (1) 美国 SPP 法中的 SPP 经验法。(2) 统计方法 (Landsbaum 法)。在统计方法中, 采用多元回归分析的方法, 编制了计算机程序, 进行最佳拟合, 得到一种计算固体火箭发动机实际比冲的通用公式^[2]。

质量模型主要包括如下几个计算方程: (1) 发动机壳体的质量计算方程; (2) 点火器及其杂件的质量计算方程; (3) 主装药包复层及绝热层的质量计算方程; (4) 主装药的质量计算方程; (5) 燃烧室封头的质量计算方程; (6) 喷管的质量计算方程。此方法的计算详见文献[3、4]。

三、优化计算结果及分析

1. 计算结果

表 1 发动机各部件质量 (kg)

名 称 \ 序 号	m (1)	m (2)	m (3) + m (4)	m (5)	m (6)
原准值	7. 48	5. 0	2. 9	42. 5	1. 5
优化结果	5. 9	3. 9	2. 867	38. 8	1. 66

表中 m (1) : 发动机燃烧室圆柱段的质量, m (2) : 点火器及其杂件的质量, m (3) + m (4) : 发动机燃烧室包复层及绝热层的质量, m (5) : 发动机主装药的质量, m (6) : 喷管的质量。

表 2 优化结果与原准值比较

名 称 \ 符 号	符 号	初 始 值	原 准 值	优化结果
设计变量	F_1 (N)	21965.	21965.	19315.
	C (F_1/F_2)	4. 392	4. 392	4. 874
	t_0 (s)	2. 5	2. 5	2. 55
	t_1 (s)	7. 5	7. 5	8. 14
	D (mm)	210.	210.	189. 7
	ϵ	8. 6769	8. 6769	9. 285
	L_c (mm)	963	963	1075. 9
	D_t (cm)	4. 6	4. 6	5. 2
	导弹起飞质量	m_o (kg)	193. 5	187. 3
目标函数	OBJ		1. 511	1. 459
计算次数	L_D			488
壳体壁厚	δ (mm)	1. 37	1. 37	0. 94
第一级实际比冲	I_{s1} (s)		191.	191. 4
第二级实际比冲	I_{s2} (s)		190. 2	193. 4
发动机总质量	m_k (kg)		59. 36	53. 13

2. 优化结果分析 能过表 1、2 优化结果与原准值进行比较分析, 可以看出, 在满足导弹战术技术要求的条件下, 发动机总质量和导弹起飞质量分别减小 6. 23、6. 2kg。发动机的设计参数推力, 比原准值减小了一点, 这使得燃烧室压力减小, 从而减轻了发动机壳体的质量。发动机喷管喉径、膨胀比较原准值增加了, 这虽然使喷管的质量增加了一点, 但喷管喉径的增加能使燃烧室压力减小, 从而使得燃烧室壳体的质量减轻更多, 获得更大的益处。总之, 发动机总质量之所以减轻是因为优化了发动机, 使发动机各参数之间相互达到了最佳的匹配, 充分挖掘了发动机的潜力。通过优化计算结果与原准值进行比较分析, 还可发现, 只要稍微改变发动机的设计参数, 就能使发动机的总质量减轻不少, 从而又能满足各项要发, 这对发动机设计来说是非常有益的。

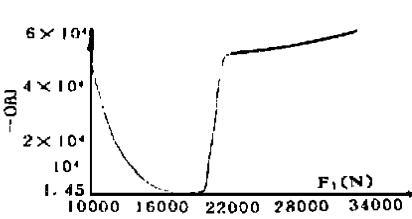


图 1 $F_1 \sim \text{OBJ}$ 曲线

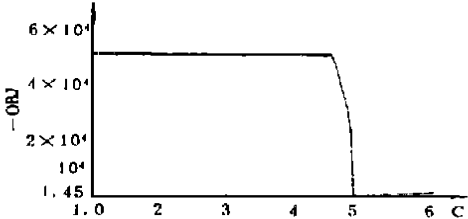
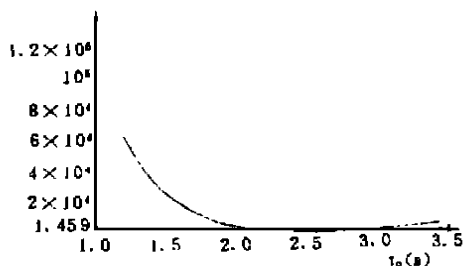
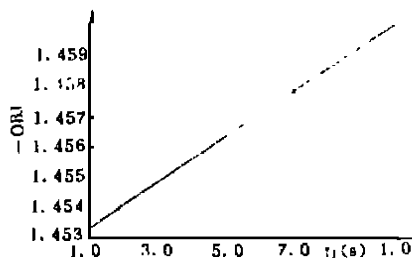
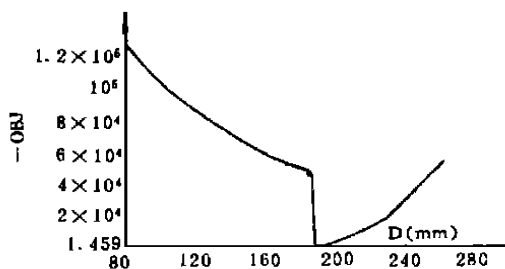
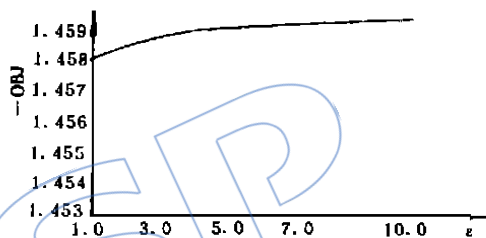
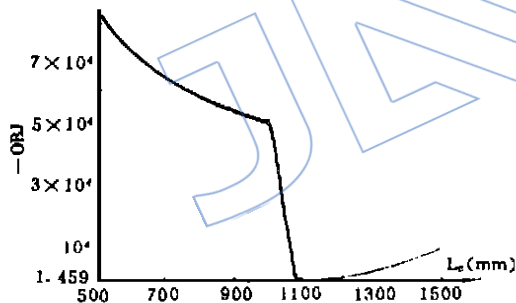
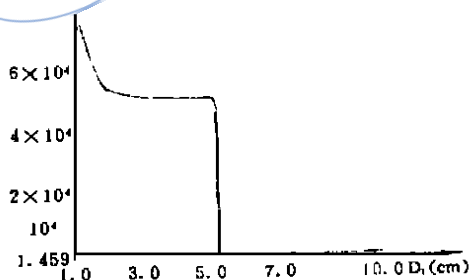


图 2 $C \sim \text{OBJ}$ 曲线

当然, 这些优化计算结果只是理论值, 考虑到实际情况, 如发动机的材料缺陷, 加工因素等情况, 这些优化理论结果应适当进行修正。修正的幅度须参数分析结果, 即参数修正后不能偏离目标函数的最优值太大, 否则将对发动机的性能有较大的影响。

图3 $t_0 \sim \text{OBJ}$ 曲线图4 $t_1 \sim \text{OBJ}$ 曲线图5 $D \sim \text{OBJ}$ 曲线图6 $\epsilon \sim \text{OBJ}$ 曲线图7 $L_c \sim \text{OBJ}$ 曲线图8 $D_t \sim \text{OBJ}$ 曲线

从 1~8 图的参数分析曲线看出, 设计变量 ϵ 、 t_1 在最优点附近曲线较平滑。设计变量 F_1 、 D 在最优点附近曲线较陡峭, 其它变量 D_t 、 L_c 、 t_0 在最优点右侧曲线较平滑。在进行发动机设计时, 可在最优点附近改变设计变量 ϵ 、 t_1 的值, 而对目标函数的值影响不大。在最优点右侧增大设计变量 D_t 、 L_c 、 t_0 的值, 也不会对目标函数值有较大的影响。相反, 在发动机设计过程中, 为保证发动机始终在最优点附近, 我们应控制变量 F_1 、 D 的值, 使其在优化点上。

参 考 文 献

- [1] 方国尧、张中钦等编, “固体火箭发动机总体优化设计”, 北京航空航天大学出版社, 1988 年。
- [2] 郭志勇、方国尧, “固体火箭发动机能量特性”, BH-B3260, 北京航空航天大学科学研究报告, 1988 年。
- [3] 郭志勇、方国尧, “固体火箭发动机质量特性”, 北京航空航天大学科学研究报告, 1988 年。
- [4] Landsbaum, E. M. and M. P. Salinas, “Solid Propellant Specific Impulse Prediction”, AGARD Symposium on Solid Rocket Motor Technology, Oslo, Norway, April, 1975.

A CALCULATION METHOD FOR INFLAMMABILITY LIMIT OF MIXTURE WITH NONINFLAMMABLE GASES

Su Dawei (*Light-Duty Gas Turbine Development Center*)

ABSTRACT

This paper provides a calculation method which can estimate the inflammability limit of mixture with noninflammable gases with more accuracy than the available methods.

MEASUREMENT OF TRANSIENT BURNING RATES OF COMPOSITE PROPELLANTS IN FAST DEPRESSURIZATION

Wang Junye (*Laxi Inspection Institute of Boiler and Pressure*)

Sang Bingcheng (*Harbin Shipbuilding Engineering Institute*)

ABSTRACT

A continuous laser beam is transmitted through the burning surface of a propellant strand and converted into voltage signal by photocell. The voltage differentiation with respect to time is proportional to the burning rate of the propellant strand. The experimental results show that the burning rate at the start of depressurization remains unchanged, and then decreased with very low frequency oscillation. During the whole depressurization process the transient burning rate is not higher than the quasi-steady burning rate at the corresponding pressure and oscillates around quasi-steady burning rate, except for a short time after the start of the depressurization.

OPTIMIZATION DESIGN OF THE SOLID ROCKET MOTOR

Fang Guoyao and Guo Zhiyong

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

This paper presents the optimization design of a two-stage solid rocket motor for a air-to-air missile. There are eight variables in the optimization process. The mathematical model of the solid rocket motor is formulated. A variable-simplex method has been used. Finally, the optimum results for a real solid rocket motor are obtained.

LINEAR DYNAMICS OF SUPERSONIC RAMJET

Qian Boshun and Zeng Qingfu (*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

This paper presents a mathematical model of a supersonic ramjet. The basic thermoaerodynamical equations of ramjet components are linearized in conformity with small perturbation. Then the transfer functions of the components are deduced on the S domain. With the method of subsystem in series, the dynamical mathematical model of the ramjet with the inlet normal shock position, the parameters along duct and thrust is formulated under the perturbation of upstream Mach number, temperature, pressure and downstream fuel flow rate of the ramjet. A numerical example of digital imitation of a real ramjet is completed and gives reasonable results.