

二次点火发动机最优增程设计与分析^{*}

陈 军, 郑 亚, 王政时, 鞠玉涛

(南京理工大学 机械学院, 江苏 南京 210094)

摘 要: 研究了采用二次点火发动机对火箭弹进行增程的最优设计方法与设计原理, 用罚函数法把约束条件构成统一的目标函数, 再用直接寻优法进行计算, 分析了火箭弹倾角、再点火时间及总冲分配等因素对射程的影响。结果表明, 二次点火发动机技术可以实现远程火箭弹增程最大的设计要求, 且最优发射角对射程影响极大; 总冲分配最佳时, 总的阻力消耗最小, 增程率越大; 再点火时间的影响相对较弱。同时还比较了二次点火发动机工作时的火箭弹弹道与一般弹道的区别, 及其对阻力和射程的影响。

关键词: 火箭弹; 固体推进剂火箭发动机; 脉动式火箭发动机; 最大射程; 最优设计

中图分类号: E924.94 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2003) 02-0172-04

Optimized research and analysis on range-extend principle for re-ignition solid rocket motors

CHEN Jun, ZHENG Ya, WANG Zheng-shi, JU Yu-tao

(Coll. of Mechanics, Nanjing Univ. of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Optimization design approach and principle of range extend rocket with re-ignition rocket motors were researched. By which effects of tilt angle of re-ignition motor rocket, re-ignition time and proportion of total impulse on range were analyzed, alternation regularities between re-ignition motors' parameters and optimized range were derived. The ballistic trajectory, atmospheric resistance and range of rocket projectiles with re-ignition solid rocket motors were compared with that of conventional rocket projectiles. The results may present useful reference for design of similar motors and rocket projectiles.

Key words: Rocket projectile; Solid propellant rocket engine; Impulse rocket engine; Maximum firing range; Optimum design

1 引 言

传统火箭弹的动力装置采用一次工作的固体火箭发动机, 发动机工作结束后依靠惯性飞行达到目标位置。由于推力作用下的火箭弹飞行加速度在空气阻力大的低空中消耗很大, 推进效率较低。所以将发动机分为两次进行工作, 一次点火发动机把火箭弹助推到空气阻力较低的高空, 二次点火发动机在高空中进行推力加速, 可以有效提高推进效率, 达到增程目的。本文主要采用二次点火发动机进行增程的优化设计, 并与传统火箭弹相比较, 寻求二次点火发动机的最优工作参数及其增程原理。

2 数学模型

优化准则是保持原发动机总冲 I 不变, 即总装药质量 M_p 不变; 发射条件不变, 主要指初始推力产生的火箭弹加速度不变。

设二次点火发动机的总冲分配比例为 φ , 则一次点火发动机和二次点火发动机的总冲分别为

$$I_1 = (1 - \varphi)I, \quad I_2 = \varphi I \quad (1)$$

如选用相同的推进剂, 则发动机的装药质量为

$$M_{p1} = (1 - \varphi)M_p, \quad M_{p2} = \varphi M_p \quad (2)$$

原火箭弹被动段质量为 M_k , 则两次工作发动机的被动段质量分别为

* 收稿日期: 2002-05-10; 修订日期: 2002-07-16。

作者简介: 陈 军 (1969—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为固体火箭武器及发动机的理论及设计研究。

$$M_{k1} = M_k + \varphi M_p + M_{ad}, \quad M_{k2} = M_k + M_{ad} \quad (3)$$

式中 M_{ad} 为改造原发动机后产生的附加质量。欲保持原系统推力产生的加速度不变,即要求一次点火发动机提供的推力所产生的加速度与原系统相同,在装药形式不变时,这需要减小一次点火发动机的工作时间,即增大推进剂的燃速。

优化目标函数:使射程最远

$$F(\bar{x}) = \max(X_m) \quad (4)$$

式中, X_m 为射程; $\bar{x}$ 为设计变量。根据上述参数的分配,利用外弹道的相关知识可以求解两次点火发动机对射程的影响规律。用罚函数法把约束条件与目标函数构造成统一的目标函数,再用直接寻优法进行优化计算,本文采用鲍威尔法^[1]。

优化中需要确定独立的设计变量 $\bar{x}$ 。由于采用二次发动机增程的本质是利用了空气阻力特性,因此,增程率应与一次点火发动机工作时的发射条件、二次点火发动机的点火时间及其总冲分配和工作时间等因素有关。因此,设计变量 $\bar{x}$ 为

$$\bar{x} = (\theta_0, \varphi, t_{i2}, t_{k2})^T \quad (5)$$

式中, θ_0 为初始发射角, t_{i2} 和 t_{k2} 为二次点火发动机点火时间和工作时间。影响射程的其余参数均按分层法处理。其中非独立设计变量主要有:二次点火发动机点火时的火箭弹倾角 θ_{02} , 实际上 t_{i2} 决定了其大小;二次点火发动机点火时火箭弹的飞行速度,由一次点火发动机的弹道决定等。

约束条件主要包括设计变量的直接约束,如发射角需按具体技术要求限制在一定范围;总冲分配一般在 10%~80% 之间,以 30%~60% 较为合理;附加质量 M_{ad} 对射程有负的影响,但与降低阻力消耗以增加射程的效果相比,附加质量 M_{ad} 对射程的影响较小,优化计算中,根据弹种直径直接估算给出一定值。

3 优化过程

采用自然坐标下的质点外弹道方程组^[2]计算

$$\begin{cases} dV/dt = a_F - cH(y)F(V) - g\sin\theta \\ d\theta/dt = -g\cos\theta/V \\ dy/dt = V\sin\theta \\ dx/dt = V\cos\theta \end{cases} \quad (6)$$

式中符号意义见文献[2]。火箭发动机推力 F 产生的推力加速度 a_F 可按如下近似计算^[3]

$$\begin{cases} a_F = F/m \\ m = M_0 - \dot{m}t (t \leq t_k \text{ 时}); m = M_k (t > t_k \text{ 时}) \\ \dot{m} = F/I_{sp} \end{cases}$$

M_0 为火箭的初始总质量; I_{sp} 为比冲; m 为火箭当时质量,由于不断燃去推进剂,火箭质量在不断变化。在给定推力时,可采用上述方程确定推力所产生的加速度;当给定压力和喉径时,可采用下式计算

$$a_F = (\dot{m}/m)I_{sp}, \quad \dot{m} = p_0 A_t / c^*$$

p_0 为火箭发动机的工作压强, A_t 为喉部截面积; c^* 为特征速度。

一次点火发动机工作初始条件取 $t=0$ 时, $V=V_0$, $\theta=\theta_0$, $x=y=0$, 结束时间为 t_{i2} , 对应速度为 V_{02} , 倾角为 θ_{02} , 质点位置为 x_2, y_2 ; 而二次点火发动机工作初始条件取 $t=t_{i2}$ 时, $V=V_{02}$, $\theta=\theta_{02}$, $x=x_2$, $y=y_2$ 。

4 计算实例与分析

以某火箭弹为例,取初值 $V_0=50\text{m/s}$, $\theta_0=50^\circ$, 通过外弹道计算可得 $X_m=70\,188\text{m}$; 保持相同的总冲和初始推力加速度,采用二次工作的发动机方案,进行优化计算可得最优射程为 $X_{\max}=79\,077\text{m}$, 相应的设计变量为:二次发动机点火时间 14s, 总冲分配 30%, 初始发射角为 60° 。可见射程增加了 11.24%, 效果是明显的。

与传统火箭弹的发射角相比,采用二次点火发动机达到最大射程时的发射角增大。这是因为二次点火发动机利用了空气阻力特性,增大发射角,有利于较快时间达到阻力较小的高空,然后通过二次点火发动机的推动,使射程增加。显然,发射角不是越大越好,达到一定值后,射程将会下降。

4.1 发射角对射程的影响

取二次点火发动机的发射角与原火箭弹相同,即 $\theta_0=50^\circ$, 优化计算可得 $X_{\max}=73\,697\text{m}$, 相应的设计变量为:二次发动机点火时间 10s, 总冲分配 25%。这时射程增加了 3.7%, 与最优发射角为 60° 时的增程相比,增程效果下降很多。可见发射角的影响非常大。随着发射角的改变,二次点火发动机的点火时间与总冲分配均发生变化。可见对增程效果均有影响。

4.2 φ 与 t_{i2} 对射程的影响

取最优发射角 $\theta_{opt}=60^\circ$, 计算 $t_{i2}=6\text{s} \sim 18\text{s}$, $\varphi=10\% \sim 50\%$, 在 t_{k2} 一定时射程的变化,结果见图 1。

由图可见,当 $\varphi \leq 30\%$ 时,射程随着二次点火发动机总冲分配比例的升高而增大,且增加幅度呈减小趋势,当 $\varphi=30\%$ 时,射程最大;当 $\varphi > 30\%$ 时,射程随着二次点火发动机总冲分配比例的升高而减小,减小幅度呈增大的趋势,当 $\varphi=50\%$ 时,射程最小。

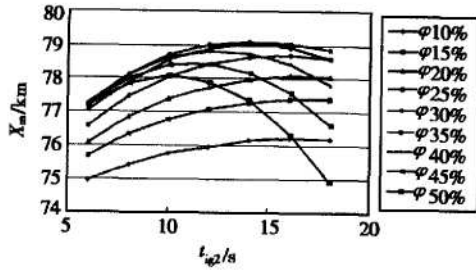


Fig.1 Relation of range and re-ignition time with different proportion of total impulse

从图中同样可见 t_{ig2} 对射程的影响。 $\varphi \leq 30\%$ 时,最大射程对应的 t_{ig2} 较大,一般在 16s 左右; $\varphi > 30\%$ 时,最大射程对应的 t_{ig2} 较小,一般在 12s 左右。

4.3 对射程影响的综合分析

为综合分析二次点火发动机对射程的影响规律,取发射角为 50° 进行计算,并与图 1 比较,如图 2 所示。可以明显看出,采用二次点火发动机的火箭弹,最优发射角对射程影响极大。以图 2 中的数据为例,取相同总冲分配比例 30%,最优发射角时的射程比 50° (该发射角亦为原一次工作发动机的火箭弹系统的发射角)时增加了 7.3%。

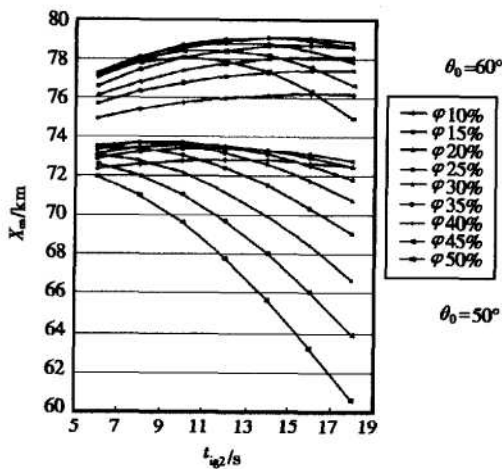


Fig.2 Relation of range and re-ignition time with different proportion of total impulse φ and emission angle θ_0

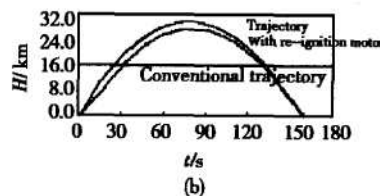
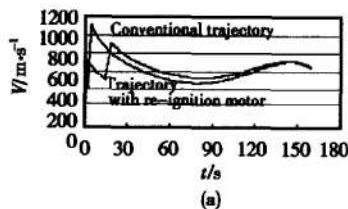


Fig.3 Comparison of rocket projectiles ballistics with re-ignition and convention motors

发射角的不同,使射程极值点随着二次点火发动机的点火时间发生偏移,一般发射角越大,极值点向右移动,极值点对应二次点火发动机的点火时间越大。根据弹道理论,这是合理的,因为发射角越大,到达阻力较小的高空时倾角越大,达到二次发动机点火时的最佳倾角的时间便越长。实际上,与一次发动机的发射角影响射程规律类似,二次点火发动机点火时火箭弹的倾角对射程影响非常大,同样存在一个最佳角度,而二次点火时间的大小即表示了二次点火发动机点火时火箭弹倾角的大小。因此,需要寻求使射程最大的最佳倾角。可以推想,在高度足够高的真空中,倾角为 45° 时射程最远。

同时,发射角使射程极值点随着二次点火发动机的总冲分配发生偏移,一般发射角越大,极值点亦向右移动,极值点对应二次点火发动机的总冲分配比例越大。在该计算条件下,最优射程对应的总冲分配比例为 $30\% \sim 35\%$ 。可见,二次点火发动机总冲分配比例不是越高越好,也不是越低越好,需要根据空气阻力特性进行最优分配。实际上,二次点火发动机的总冲分配反映了火箭弹在飞行过程中的阻力分配特性,即在空气密度较大的低空中阻力消耗和在空气密度较低的高空中的阻力消耗之和与二次点火发动机的总冲分配有关,即当二次点火发动机的总冲分配最佳时,总的阻力消耗最小。

二次点火发动机工作时间对增程率同样产生影响,其工作时间的长短反映了阻力消耗的大小,故不同火箭弹,由于飞行高度不同,它们的影响程度也不同。计算表明,与其它因素相比,二次点火发动机工作时间产生的影响程度较弱。

5 二次点火发动机增程弹道特性

图 3 为采用二次点火发动机时火箭弹的弹道与传统弹道的比较关系,可以看出,采用二次点火发动机时,火箭弹的最大飞行速度降低,这是因为在二次点火时,火箭弹飞行速度小于一次工作发动机的主动

D-1, D-2, D-3 三个配方的性能与 C 药相近。在燃温、燃速及内弹道性能要求上已基本满足某起动器对装药的要求。通过实验验证了挑选出的推进剂 I 可作为该起动器装药。

辅助催化剂含量由 2% (D-1) 降到 1% (D-2) 时, 在 4MPa ~ 10MPa 下, 含量降低, 燃速有一定提高 (在 0.2mm/s ~ 1.2mm/s 间); 在 12MPa, 燃速下降了 0.2mm/s。在 7MPa ~ 12MPa 下, 含量降低, 对降低压强指数有较明显作用, 在 4MPa ~ 15MPa 范围内压强指数降低。辅助催化剂含量下降 (1%), 燃温提高 (41.4K)。

辅助增塑剂含量由 7% (D-2) 提高到 7.5% (D-3) 后, 燃速降低幅度为 0.2mm/s ~ 0.5mm/s, 低压 (4MPa ~ 7MPa) 下燃速降低幅度较高压下 (10MPa ~ 15MPa) 大, 对 10MPa 时燃速改变不大。辅助增塑剂增加使低压和高压下的压强指数降低幅度可达 0.2; 对中压 (7MPa ~ 10MPa), 辅助增塑剂增加, 压强指数也增加, 增加幅度达 0.27。在 4MPa ~ 15MPa 范围内压强指数略有升高。辅助增塑剂增加使燃温略有下降。

稳定剂加入后, 燃速有较大提高 (D-1A, D-2A 在 4MPa 例外), 高压下幅度更大, 可达 2.4mm/s。稳定剂的加入将增大压强指数, 幅度很大, 在 4MPa ~ 15MPa 范围内可使压强指数由 0.1 增加到 0.41。从总体上来看, 稳定剂的加入使燃速和压强指数有较大

变化, 且对装药的实际应用带来的均是负面影响, 今后可考虑减少加入量或换用其它稳定剂。

5 结 论

(1) 试样 D-1, D-2, D-3 已基本满足某起动器装药性能使用要求, 在此基础上适当微调, 即可全面满足该装药要求。推进剂 I 的调整配方可替代现有复合推进剂。

(2) 辅助催化剂含量改变, 对压强指数有明显影响, 影响大小与压强有密切联系。

(3) 辅助增塑剂含量改变, 对燃速、压强指数有影响, 影响大小也与压强相关。

(4) 稳定剂的加入能显著影响燃速及压强指数, 不同的压强范围有不同的影响程度。该稳定剂在本配方中, 不宜采用。

参考文献:

- [1] 张端庆. 固体火箭推进剂[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1991.
- [2] 张续柱. 双基火药[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1997.

(编辑: 朱立影)

(上接第 174 页)

段末速度。从上述分析可知, 二次点火时的飞行速度并非越小越好, 存在最佳点火时间, 主要与火箭弹的倾角和飞行高度有关。从图中还可看出, 采用二次点火发动机时, 火箭弹的飞行高度增高, 这是因为在二次点火时, 火箭弹在当前飞行高度时速度较低, 空气阻力较小, 在二次推力加速时可达到更高的高度。这些均有利于减小阻力消耗, 从而增大射程。

6 结 论

(1) 二次点火发动机技术可以有效实现远程火箭弹增程最大的设计要求, 而且射程越大, 增程效果越大; 对于射程较小的火箭弹, 可以通过该技术降低最大飞行速度达到增程效果;

(2) 二次点火发动机的点火时间和总冲分配对射程的影响相互关联。当总冲分配小于一定值时, 射程

随着总冲分配比例的升高而增大, 而且增加幅度呈减小的趋势; 反之, 射程随着二次点火发动机总冲分配比例的升高而减小, 而且减小幅度呈增大的趋势;

(3) 二次点火发动机的总冲分配反映了火箭弹在飞行过程中的阻力分配特性, 即当二次点火发动机的总冲分配最佳时, 总的阻力消耗最小, 增程率越大。

参考文献:

- [1] 张济川. 机械最优化设计及应用实例[M]. 北京: 新时代出版社, 1990.
- [2] 徐明友. 火箭外弹道学[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1989.
- [3] 董师颜, 张兆良. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1996.

(编辑: 朱立影)