

文章编号:1000-8055(2011)07-1654-05

基于零控脱靶量的拦截器轨控发动机优化设计

齐照辉, 梁 伟, 刘雪梅, 翟丽丽, 高 兰
(航天飞行器生存技术与效能评估实验室, 北京 100085)

摘 要: 为提高动能拦截器变轨拦截能力, 考虑目标与拦截器相对距离、相对速度等因素, 构建了拦截器零控脱靶量、轨控发动机内弹道、发动机质量与尺寸等优化模型, 将遗传算法和 Powell 算法相结合进行轨控发动机不确定性优化设计. 应用算例表明, 采用优化设计后的轨控发动机, 拦截器可修正的最大零控脱靶量至少提高 17.9%, 不确定性因素的影响更加明确, 为动能拦截器总体优化设计提供了参考.

关 键 词: 拦截器; 轨控发动机; 优化设计; 不确定性; 零控脱靶量

中图分类号: V435

文献标志码: A

Optimization design of trajectory-control engine of interceptor based on zero-effort-miss

QI Zhao-hui, LIANG Wei, LIU Xue-mei, ZHAI Li-li, GAO Lan

(The Institute of Effectiveness Evaluation of Flying Vehicle, Beijing 100085, China)

Abstract: To improve the transport and intercepting capability of interceptor considering the relative distance and velocity between target and interceptor, etc, the zero-effort-miss model of interceptor, the internal ballistic model and the mass & size model of trajectory-control engine were established to optimize the trajectory-control engine. The genetic arithmetic combined with Powell method was also adopted in the optimization design of trajectory-control engine. The zero-effort-miss eliminated by trajectory-control engine could improve not less than 17.9% as proved by the optimization design case, and the influence caused by uncertain factors was more explicit, so the method might be applied to the optimization design of interceptor.

Key words: interceptor; trajectory-control engine; optimization design; uncertainty; zero-effort-miss

随着导弹攻防对抗技术的不断发展, 如何提高动能拦截器的有效拦截能力, 已受到相关领域专家的普遍关注^[1-2]. 传统拦截器轨控发动机设计多在拦截弹总体设计的基础上, 以拦截弹有效载荷、几何尺寸为约束得到发动机设计参数. 在没有考虑拦截器与来袭目标间相对速度、相对飞行时间等影响因素条件下, 轨控发动机变轨能力指标需求较低, 所设计的拦截器也很难实现预定的拦截效果^[3-4]. 实际上, 在有限的质量、结构和外形尺寸约束条件下, 动能拦截器轨控发动机设计也应

综合分析目标与拦截器攻防对抗双方面信息, 考虑拦截器与目标间相对距离、相对速度, 拦截器质量与尺寸等诸多因素, 通过设计优化得到轨控发动机设计参数, 从而提高拦截器整体作战能力.

拦截器对目标拦截作战过程复杂多样, 许多因素具有不确定性, 采用确定性设计方法得到的轨控发动机设计结果鲁棒性低, 拦截效果更难以保障. 与确定性优化设计方法相比, 不确定性优化在优化过程的每一点估计目标函数均值、方差和约束条件的概率, 不仅以较高的概率满足约束, 而

收稿日期: 2010-05-12; 修订日期: 2011-01-23

作者简介: 齐照辉(1977—), 男, 内蒙古赤峰人, 博士, 主要从事导弹攻防对抗仿真与效能评估方面的研究.

且目标函数均方差小,最优设计结果也更加稳健,在导弹总体、火箭发动机和仪器制造等航天领域得到广泛应用^[5-7].本文以拦截器可修正的零控脱靶量最大为设计目标,探讨不确定性理论在拦截器轨控发动机优化设计中的可行性,为基于攻防对抗的动能拦截器总体设计研究提供借鉴.

1 拦截器总体设计模型

拦截器末制导段时间较短,在目标不机动情况下,设拦截器相对目标的速度矢量为 $\mathbf{v}$,则零控脱靶量定义为当前时刻拦截器与目标在两者相对速度方向上的垂线距离,记为 z_{em} .

1.1 零控脱靶量模型

拦截器末制导飞行过程中,拦截器与目标间相对位置关系如图1所示.假设拦截器轨控发动机推力 $\mathbf{F}_p$ 垂直于拦截器弹体纵轴施加,由于拦截器末段飞行中弹体纵轴方向、相对速度方向和视线方向接近,轨控发动机推力垂直于相对速度方向,则拦截器运动可分解为相对速度方向和垂直相对速度方向的运动^[8].设拦截器开始末制导飞行时,拦截器与目标相对距离在相对速度 $\mathbf{v}$ 方向投影为 r_{on} ,可用飞行时间为 t_{go} ,则 $t_{go} = r_{on}/|\mathbf{v}|$.

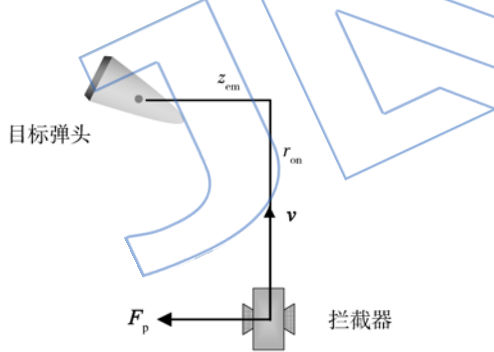


图1 拦截器与目标间相对位置关系

Fig.1 Relative position between target and interceptor

设拦截器结构质量为 m_s ,轨控发动机质量流量为 $\dot{m}$,推进剂燃烧时间为 t_{burn} .由于当 $t_{burn} > t_{go}$ 时,剩余燃料可看作拦截器结构质量,故不妨设 $t_{burn} \leq t_{go}$,则拦截器可修正的 z_{em} 为

$$z_{em} = \int_0^{t_{burn}} \left[\int_0^t \frac{F_p}{m_s + \dot{m}(t_{burn} - s)} ds \right] dt + \int_{t_{burn}}^{t_{go}} \left[\int_0^{t_{burn}} \frac{F_p}{m_s + \dot{m}(t_{burn} - s)} ds \right] dt \quad (1)$$

式中第一项为拦截器燃料耗尽前垂直相对速度方向的相对运动距离,第二项为拦截器燃料耗尽后

垂直相对速度方向的相对运动距离.

1.2 发动机推力模型

影响轨控发动机性能的主要参数有秒流量、推力、比冲和推力系数等.其中,推力是影响拦截器可修正 z_{em} 的主要因素,轨控发动机推力为

$$F_p = p_c A_t \left\{ \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \right\} \quad (2)$$

式中 p_c 为燃烧室压强, A_t 为喷管喉部面积, γ 为燃气比热比, A_e 为喷管出口面积, p_e 为喷管出口压强, p_a 为大气压强.

为计算发动机推力,需要确定发动机燃气压强-时间曲线,燃烧室压强变化由燃气质量生成率及喷管中排出的燃气质量流率决定,是一个装药燃烧和气体流动相互影响的复杂多维、有化学反应过程.采用零维内弹道模型计算发动机燃气压强,即假设发动机内部气体流动是等熵流动,忽略摩擦、传热等因素影响^[9-10].发动机零维内弹道模型为

$$\begin{cases} \frac{dp_c}{dt} = \frac{\chi R T_0}{V_g} \left[A_b a p_c^n \varphi(\mu) \left(\rho_p - \frac{p_c}{\chi R T_0} \right) - \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \cdot \frac{k_\varphi p_c A_t}{\sqrt{\chi R T_0}} \right] \\ \frac{dV_g}{dt} = A_b a p_c^n \varphi(\mu) \\ \frac{de}{dt} = a p_c^n \varphi(\mu) \end{cases} \quad (3)$$

式中 V_g 为燃烧室自由容积, e 为装药燃去厚度, χ 为热损失修正系数, R 为通用气体常数, T_0 为推进剂等压燃烧温度, A_b 为装药燃烧面积, a 为燃速系数, n 为压强指数, μ 为通气参量, $\varphi(\mu)$ 为考虑侵蚀尺寸效应修正后的平均侵蚀比, ρ_p 为推进剂密度, k_φ 为流量系数, κ 为燃气等熵指数.

1.3 质量与尺寸模型

质量计算模型表征拦截器质量、结构特性及与各主要设计参数之间的关系,是优化设计的基础.拦截器轨控发动机系统质量 m_g 由推进剂质量和发动机结构质量组成,而发动机结构质量与推进剂质量成正比

$$m_g = (1 + \alpha_{gk}) m_{pg} \quad (4)$$

式中 m_{pg} 为推进剂质量, α_{gk} 为轨控发动机结构系数.发动机质量确定后,对固体火箭发动机而言,推进剂装药分别装在发动机前、后封头和圆柱段中.则推进剂质量为

$$m_{pg} = m_{p0} + DL_c \quad (5)$$

式中 D 为圆柱段单位长度上的装药量 (D 与药型有关, 在药型没有具体设计以前, 通常用容积装填密度来估算), L_c 为圆柱段长度. m_{p0} 为前、后封头中的装药量, 设绝热壳体前、后封头为椭球封头, 椭球比为 m_1 , 前、后封头装药体积装填系数为 η_p , 则封头装药量为

$$m_{p0} = \frac{4\pi(R_c - \delta_c - \delta_{inc})^3 \eta_p \rho_p}{3m_1} \quad (6)$$

式中 R_c 为燃烧室壳体半径, δ_c , δ_{inc} 分别为燃烧室壳体和热防护层 (包括包覆层) 的厚度. 当推进剂质量给定时, 根据上述诸式可确定燃烧室圆柱段的外形尺寸.

2 轨控发动机优化模型

拦截器轨控发动机设计就是在满足相对速度、飞行时间和质量尺寸等约束条件的前提下, 通过轨控发动机设计参数调整和内弹道计算, 实现拦截器可修正的 z_{em} 最大, 即拦截器变轨能力最优.

2.1 优化设计模型

拦截器作战过程存在诸多不确定性因素, 直接导致了拦截器轨控发动机优化设计的不确定性. 确定性优化设计将设计变量 $\mathbf{X}$ 视为确定性参数, 约束条件 G 和目标函数 F 也为确定性函数. 不确定性优化设计过程中, 部分设计变量 $\mathbf{X}$ 为确定性参数, 部分设计变量 $\mathbf{X}$ 存在不确定性, 可描述为服从某种分布的随机变量, 目标函数 F 转换为性能均值 μ_F 最优和均方差 σ_F 最小, 约束条件 G 转换为约束条件成功概率 $\text{prob}\{G \geq 0\}$ 大于设计需要的概率 R_G . 轨控发动机优化设计模型描述为

$$\left\{ \begin{array}{l} F_{\text{opt}} = \max\{z_{em}(\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2, p)\} \\ \text{prob}\{g_1(\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2, p)\} \geq R_{g_1} \\ \text{prob}\{g_2(\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2, p)\} \geq R_{g_2} \\ \vdots \\ \text{prob}\{g_l(\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2, p)\} \geq R_{g_l} \\ \text{s. t. } \mathbf{X}_2^l + \sigma_{X_2} \leq \mathbf{X}_2 \leq \mathbf{X}_2^u - \sigma_{X_2} \\ p: N(\mu_p, \sigma_p) \end{array} \right. \quad (7)$$

式中优化目标为拦截器可修正的 z_{em} 最大, $\mathbf{X}_1$ 为确定性设计变量, $\mathbf{X}_2$ 和 p 为服从不同分布的不确定性设计变量. $g_1, g_2, \dots, g_l$ 为轨控发动机优化约束条件, 约束条件选择为: 燃烧室壳体半径 $\leq$ 设计值上限, 燃烧室壳体长度 $\leq$ 设计值上限; 发动机

系统质量 $\leq$ 设计值上限; 推进剂燃烧时间 $\geq$ 设计值下限; 发动机比冲 $\geq$ 设计值下限; 燃烧室压强 $\geq$ 设计值下限. 选择对变轨能力具有较大影响的不确定性参数作为发动机优化设计变量, 向量表述为 $\mathbf{X}_2 = (m_s, m_{pg}, \dot{m}, m_{p0}, \alpha_{gk}, D, L_c, \eta_p, A_t, A_e)^T$. 优化计算过程中, 除优化设计参数外, 其他如喷管效率、喷管出口压强等视为确定性参数, 保持不变.

2.2 优化算法

对计算较为复杂的优化设计问题, 不宜采用收敛速度较慢的智能优化方法. 同时, 由于多个约束条件的限制, 设计空间非凸、高度不连通, 存在多个局部最优解, 也不宜采用易受邻域结构和初始解影响的经典优化方法^[11].

为解决上述问题, 本文采用混合遗传算法进行轨控发动机不确定性优化计算^[12]. 混合遗传算法将遗传算法和传统 Powell 算法结合起来, 在遗传算法形成子代后先采用 Powell 优化算法使子代进入子空间内局部寻优, 然后将改善后的子代进行评估与选择, 进而充分发挥遗传算法全局优化特点, 既保证了以较大概率找到全局最优解, 又提高了优化效率. 混合优化算法计算步骤如下:

步骤 1 设置种群大小 M , 迭代次数 n , 变异率 p_n , 交叉率 p_r , 遗传迭代周期 k_G , 初始寻优迭代个体数 k_F , 初始罚因子 τ .

步骤 2 置 $k=0$, $k_n=k_F$, 在优化变量定义域内产生 $M \times s$ (s 为优化变量维数) 个随机变量, 得到初始种群 M_0 .

步骤 3 产生 s 个 $[0, 1]$ 间随机变量, 对小于 p_r 的随机变量进行交叉运算, 产生 $M \times s$ 个 $[0, 1]$ 间随机变量, 对其中小于 p_m 的随机变量进行变异运算.

步骤 4 按照最优选择策略, 从双亲和后代中选择 M 个最好染色体组成新种群, 记录目标适应值 ϕ^* 最好的 X^* , 令 $k=k+1$, 如果 $k \geq k_G$, 转至步骤 5 进行计算; 如果 $k \geq m$, 判断 ϕ^* 相应约束条件是否满足, 如满足, 停止; 否则, 修改罚因子 τ 继续步骤 3 运算.

步骤 5 对得到的种群按适应值 ϕ^* 递减排序, 选择前 k_F 个染色体作为初值, 按照 Powell 算法进行局部寻优, 用得到的 k_F 个优化变量代替原相应的染色体, 得到新的种群 M_0 , 继续步骤 3 运算.

3 优化算例及结果分析

对某拦截器轨控发动机进行优化设计,四个轨控发动机呈十字形安装在拦截器质心位置,喷管垂直于弹体纵轴,提供横向机动力。末制导过程中,拦截器采用先调姿、再变轨的飞行模式,以保持同一时间段内只有一个轨控发动机工作。各个发动机均采用高能固体推进剂,其优化设计参数取值及其概率分布如表1所示。混合遗传算法初始种群按随机方法产生,群体规模为60,交叉概率为0.2,变异概率为0.5,最大遗传代数为800。

表1 轨控发动机优化变量及其概率分布

Table 1 Optimization variable and its probability distribution of trajectory-control motor

设计参数	约束条件	分布类型
拦截器结构质量/kg	$\mu_{m_s}=40, \sigma_{m_s}=2$	正态
推进剂质量/kg	$\mu_{m_{pg}}=6, \sigma_{m_{pg}}=0.5$	正态
发动机质量流量/(kg/s)	$\mu_{\dot{m}}=0.80, \sigma_{\dot{m}}=0.05$	正态
封头中的装药量/kg	$0.05 \leq m_{p0} \leq 0.15$	均匀
发动机结构系数	$0.1 \leq \alpha_{gk} \leq 0.12$	均匀
圆柱段单位长度装药量/kg	$20 \leq D \leq 25$	均匀
装药圆柱段长度/m	$\mu_{l_c}=0.24, \sigma_{l_c}=0.02$	正态
装药体积装填系数	$0.7 \leq \eta_p \leq 0.8$	均匀
喷管喉部面积/m ²	$0.001 \leq A_t \leq 0.002$	均匀
喷管出口面积/m ²	$0.02 \leq A_e \leq 0.025$	均匀

设拦截器导引头在600 km处发现来袭目标,在拦截器与目标相对速度为12.5,15.0 km/s和20.0 km/s情况下,轨控发动机优化设计后,拦截器可修正的 z_{em} 及迭代过程如图2所示。由图可知,优化迭代800次后,轨控发动机可修正的 z_{em}

均有大幅度提高,在相对速度12.5,15.0 km/s和20.0 km/s时,拦截器可修正的零控脱靶量分别由15.58,16.15 km和14.01 km提高到了21.9,19.05 km和16.66 km,分别比未优化时提高了40.5%,17.9%和19%。优化计算收敛后,拦截器末制导时间越长,拦截器轨控发动机优化设计的效果越明显,这是因为发动机推进剂质量和质量流量有限,优化后推进剂燃料耗尽时拦截器飞行速度更大,因此垂直相对速度方向的相对运动距离也越大。

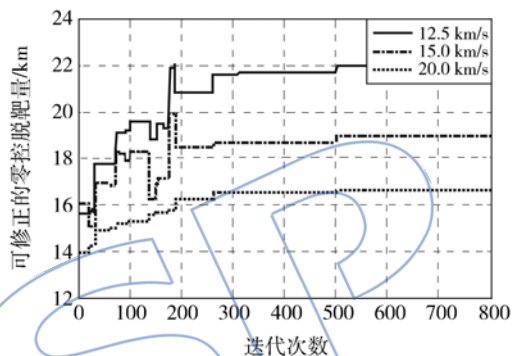


图2 轨控发动机优化迭代过程

Fig. 2 Optimization progress of trajectory-control motor

在相对速度12.5 km/s情况下,各参数优化设计结果 x^* 及变化趋势如表2所示,以各设计参数均值 $\bar{x}$ 为基准,由设计参数变化趋势可以看出,为有效提高拦截器可修正的零控脱靶量,需进一步增加轨控发动机的推进剂质量、装药圆柱段长度和喷管出口面积,同时降低拦截器的结构质量、发动机质量流量、封头中的装药量和喷管喉部面积。发动机推进剂质量、发动机结构系数、圆柱段单位长度装药量、喷管喉部面积等参数对轨控发动机能力影响较大,在优化设计中应加以关注。

表2 轨控发动机参数优化设计结果

Table 2 Optimization results of trajectory-control motor

设计参数	m_s	m_{pg}	$\dot{m}$	m_{p0}	α_{gk}	D	L_c	η_p	A_t	A_e
优化结果	38.32	6.426	0.78	0.093	0.10	20.858	0.25	0.77	0.0014	0.0235
$x^*/\bar{x}-1$	-0.042	0.071	-0.025	-0.068	-0.091	-0.073	0.042	0.027	-0.086	0.044

4 小结

拦截器轨控发动机优化涉及拦截器飞行速度、推进剂质量、燃烧时间等诸多设计参数,是一

个包含连续、离散、整数等设计变量的复杂优化问题。本文基于零控脱靶量模型和发动机设计模型,提出了一种融合攻防对抗不确定性信息进行轨控发动机优化设计的方法,采用优化设计后的轨控

发动机,拦截器可修正的最大零控脱靶量至少提高了17.9%,不确定性因素的影响更加明确。但是,如果拦截器采用边调姿、边变轨的飞行模式,则涉及到多个轨控发动机的协同工作策略问题,优化问题相对复杂,有待在后续研究中解决。

参考文献:

- [1] 刘世勇,吴瑞林,周伯昭. 大气层外拦截器末端轨控发动机开关控制律[J]. 宇航学报,2005,26(10):106-109.
LIU Shiyong, WU Ruilin, ZHOU Bozhao. An on-of control law of a divert thruster for an exoatmospheric interceptor during its terminal course[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(10): 106-109. (in Chinese)
- [2] 张国舟. 微推进系统的轨控发动机动态分析[J]. 北京航空航天大学学报,1999,25(6):688-691.
ZHANG Guozhou. Transient analysis of a divert thruster for micropropulsion systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(6): 688-691. (in Chinese)
- [3] Acampora K J, Wichmann H. Component development for micro-propulsion systems[R]. AIAA 92-3255, 1992.
- [4] 孙中豪,陈新华. 基于比例导航的轨控发动机动力装置参数分析[J]. 装备指挥技术学院学报,2006,17(4):52-55.
SUN Zhonghao, CHEN Xinhua. Analysis of power parameter in trajectory controlling engine based on proportional navigation[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2006, 17(4): 52-55. (in Chinese)
- [5] Chiang M J, Su Y P, Chang S D. The optimization of solid rocket vehicles[R]. AIAA 83-1251, 1983.
- [6] Anderson M, Burkhalter J, Jenkins R. Multi-disciplinary intelligent systems approach to solid rocket motor design Part I: single and dual goal optimization[R]. AIAA 2001-3599, 2001.
- [7] Anderson M, Burkhalter J, Jenkins R. Multi-disciplinary intelligent systems approach to solid rocket motor design Part II: multiple goal optimization[R]. AIAA 2001-3600, 2001.
- [8] 吴启星,李晓斌,张为华. 基于可信性理论的标准-3拦截弹末段修正能力分析[J]. 国防科技大学学报,2007,29(4):37-41.
WU Qixing, LI Xiaobin, ZHANG Weihua. Creditability theory-based analysis for terminal divert ability of Standard Missile-3[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(4): 37-41. (in Chinese)
- [9] Sforzini R H. The optimization of solid rocket motor[R]. AIAA 81-115, 1981.
- [10] Anderson M, Burkhalter J, Jenkins R. Multi-disciplinary intelligent systems approach to solid rocket motor design Part II: multiple goal optimization[R]. AIAA 2001-3600, 2001.
- [11] Salajegheh E, Gholizadeh S. Optimum design of structures by an improved genetic algorithm using neural networks[J]. Advances in Engineering Software, 2005, 36(11-12): 757-767.
- [12] 李晓斌,张为华,王中伟. 固体火箭发动机装药不确定性优化设计[J]. 固体火箭技术,2006,29(4):269-273.
LI Xiaobin, ZHANG Weihua, WANG Zhongwei. Uncertainty optimization design of solid rocket motor grain[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006, 29(4): 269-273. (in Chinese)