

高密度内埋空空导弹质量建模与优化设计

黄 晨, 方 斌, 敖 齐

(空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038)

摘要 针对目前质量对高密度内埋空空导弹总体设计的制约问题,运用粒子群优化算法对导弹主要参数进行优化设计。首先,通过分析空空导弹不同阶段的飞行特性,在现有导弹助推段运动模型和巡航段运动模型的基础上,采用数值积分法解算出导弹总体质量;其次,以最小起飞质量为目标函数,采用改进的粒子群优化算法,对导弹有效载荷、弹体相对质量系数、发动机结构系数、翼载、助推段比冲和巡航段比冲进行优化;最后,通过比较优化前后的弹道速度曲线和轴向过载曲线,对模型的优越性和优化结果的可信性进行检验。结果表明:通过优化设计导弹主要参数,不仅能减小导弹总质量和弹翼面积,而且还能保证导弹飞行性能基本不变,提高了导弹作战性能和内埋数量。为高密度内埋空空导弹的设计提供参考。

关键词 内埋空空导弹;总体质量;质量模型;粒子群优化算法

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2018.02.007

中图分类号 TJ761.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2018)02-0038-06

Modeling of Mass and Optimization Design of Internal Air to Air Missile

HUANG Chen, FANG Bin, AO Qi

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: By using the Particle Swarm Optimization (PSO), this paper, optimizes main parameters of missile in the view of the problems in mass restricting the overall parameter design of inter air to air missile. Firstly, according to the flight characteristics of air to air missile at different stages, a numerical integration method is used to settle the mass of air to air missile based on the existing model of boost stage and cruise phase. Secondly, taking the minimal take-off mass as the objective function, the paper optimizes load mass, relation coefficient of projectile body, structure coefficient of engine, wing loading, boost stage and cruise phase specific impulse by Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm. In the end, through dissertation comparison of the optimized velocity curve and deceleration-time curve with the original, the advantages and the reliability of the model are verified. The results show that the mass of missile can be reduced by optimizing, and the flight performance remains unchanged generally. This is for designing missile reference only.

Key words: internal air to air missile; total mass; mass model; Particle Swarm Optimization algorithm

武器内埋是目前隐身战斗机普遍采用的武器挂载方式,如何减小导弹质量和尺寸是研究高密度内

收稿日期: 2017-01-13

作者简介: 黄晨(1993—),男,陕西汉中,硕士生,主要从事高密度内埋空空导弹系统论证与作战效能评估研究。

E-mail: chhuang97@163.com

引用格式: 黄晨, 方斌, 敖齐. 高密度内埋空空导弹质量建模与优化设计 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2018, 19(2): 38-43.
HUANG Chen, FANG Bin, AO Qi. Modeling of Mass and Optimization Design of Internal Air to Air Missile [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(2): 38-43.

埋空空导弹亟待解决的问题之一^[1]。文献[2]采用复合形法对导弹纵向平面运动的方案弹道进行了优化设计研究,实现了导弹起飞质量最小的目标,但是对导弹其他组成部分的质量没有研究;文献[3]利用微分进化算法对导弹发动机的主要设计参数进行优化,从而减小导弹的起飞质量,由于导弹质量模型把导弹视为匀加速运动,计算出的质量值偏大;文献[4]在多学科设计优化思想的基础上,采用可行序列二次规划优化算法对导弹发动机参数进行优化设计,优化结果减小了装药体积和发动机质量,但是减小的效果不明显。

针对上述模型中存在的问题,本文在导弹助推段运动模型和巡航段运动模型的基础上,利用数值积分法建立导弹质量模型,并以导弹最小质量为优化目标,利用改进的快速粒子群优化算法^[5]对导弹主要参数进行优化设计,通过比较优化前后的导弹速度曲线,对模型和优化结果的可信性进行了验证。

1 内埋空空导弹质量设计模型

1.1 内埋空空导弹总体质量模型

假设某内埋空空导弹采用单室双推力固体火箭发动机,则导弹的总质量为:

$$m_0 = m_{ef} + m_{cs} + m_{p1} + m_{p2} + m_{en} \quad (1)$$

式中: m_{ef} 为导弹的有效载荷的质量(包括制导系统质量和战斗部系统质量); m_{cs} 为弹体的结构质量(包括弹身质量、弹翼质量、舵面质量和操纵机构质量); m_{p1} 为发动机一级装药质量; m_{p2} 为发动机二级装药质量; m_{en} 为发动机结构质量。

令导弹的弹体相对质量系数 $k_{cs} = m_{cs}/m_0$, 一级装药相对质量系数 $k_{p1} = m_{p1}/m_0$, 二级装药相对质量系数 $k_{p2} = m_{p2}/m_0$, 发动机结构系数 $k_{en} = m_{en}/(m_{p1} + m_{p2})$, 带入式(1)可得:

$$m_0 = \frac{m_{ef}}{1 - k_{cs} - (k_{en} + 1)(k_{p1} + k_{p2})} \quad (2)$$

式中: k_{cs} 和 k_{en} 可由经验公式或统计数据获得^[6-7]; k_{p1} 和 k_{p2} 与空空导弹的战术技术指标、发动机设计水平、导弹直径以及气动外形密切相关^[7-8]。

1.2 一级装药相对质量系数模型

由于助推段时间短,推力远远大于导弹所受的阻力^[9],因此在研究导弹助推段的运动时忽略导弹所受的阻力,则导弹轴向运动方程式为^[10]:

$$m \frac{dV}{dt} = P - mg \sin\theta \quad (3)$$

假设导弹推进剂的质量秒消耗量(kg/s)不变,

则在助推段某时刻 t 导弹的质量为:

$$m = m_0 \left(1 - \frac{t}{\tau_1} k_{p1}\right) \quad (4)$$

式中: τ_1 为助推段时间。

设导弹推进剂质量秒消耗量为 $m_{sec} = m_{p1}/\tau_1$, 则导弹助推段的推力为:

$$P = \frac{I_{S1} k_{p1} m_0}{\tau_1} \quad (5)$$

式中: I_{S1} 发动机助推段比冲。

将式(4)、式(5)带入式(3)中可得:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{I_{S1} k_{p1}}{\tau_1 - tk_{p1}} - g \sin\theta \quad (6)$$

对式(6)积分可得导弹在助推段速度随时间变化函数为:

$$v(t) = I_{S1} \ln \frac{\tau_1}{\tau_1 - tk_{p1}} - tg \sin\theta + V_0 \quad (7)$$

式中: V_0 为导弹的初速。

当 $t = \tau_1$ 时,导弹在助推段结束时刻的速度为:

$$V_1 = I_{S1} \ln \frac{1}{1 - k_{p1}} - \tau_1 g \sin\theta + V_0 \quad (8)$$

因此可得内埋空空导弹一级装药相对质量系数为:

$$k_{p1} = 1 - e^{-\frac{V_1 - V_0 + \tau_1 g \sin\theta}{I_{S1}}} \quad (9)$$

1.3 二级装药相对质量系数模型

导弹在攻击目标过程中,按照一定的导引规律在空间内作曲线运动^[11]。在计算二级装药的相对质量系数时,假设导弹在巡航段的运动为铅垂面内的质心运动。因此可得导弹在铅垂面内的直线运动方程为^[12]:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = P_2 \cos\alpha - \mathbf{X} - mg \sin\theta \\ \frac{dx}{dt} = v \cos\theta \\ \frac{dy}{dt} = v \sin\theta \\ \theta = \theta(t) \\ m = m_2 - \int_0^t m_{sec} dt \\ \mathbf{X} = \frac{1}{2} \rho v^2 c_x \mathbf{S} \end{cases} \quad (10)$$

式中: m_2 为导弹助推段结束时导弹的质量。

在巡航段内埋空空导弹翼载 $p_0 = m_2 g / \mathbf{S}$, 二级推力质量比 $\bar{P}_2 = P_2 / m$, 导弹在巡航段某一瞬时 t 之前消耗的二级燃料相对质量, $\mu = \int_0^t m_{sec} dt / m_2$, 巡航段比冲 $I_{S2} = P_2 / m_{sec}$, 并且导弹在飞行中迎角较小^[13], 近似认为 $\cos\alpha = 1$ 。因此,导弹巡航段运动方程为:

$$\begin{cases} \frac{dv}{d\mu} = \frac{I_{S2}}{1-\mu} - \frac{\rho\sigma^2 c_x I_{S2}}{2P_2 p_0 (1-\mu)} - \frac{I_{S2} g}{P_2} \sin\theta \\ \frac{dx}{d\mu} = \frac{I_{S2} v}{P_2} \cos\theta \\ \frac{dy}{d\mu} = \frac{I_{S2} v}{P_2} \sin\theta \\ \theta = \theta(t) \end{cases} \quad (11)$$

用计算机编写程序对式(11)在时间 $0 \sim \tau_2$ 上进行积分,当 $t = \tau_2$ (巡航段时间)时, $k_{p2} = \mu$ 。

将式(9)和式(12)带入式(2)中可求得导弹的总体质量 m_0 。

2 内埋空空导弹质量优化模型

本文采用改进的粒子群优化算法对内埋空空导弹的总质量和其他主要参数进行优化设计,优化模型首先给出了目标函数和设计变量,然后对约束条件进行了详细的推导,最后对改进的粒子群优化算法和优化流程进行了阐述。

2.1 目标函数

本文以内埋空空导弹质量最小为优化目标。因此,目标函数为:

$$\min f(x) = m_0 \quad (12)$$

2.2 设计变量

在空空导弹总体设计中,导弹质量、推力和弹翼面积在很大程度上决定了导弹的战术飞行性能。有效载荷是导弹的重要组成部分。比冲是衡量发动机性能优劣的重要指标之一,对导弹的性能有重要影响。翼载在一定程度上决定了导弹的弹翼面积,进而影响导弹的内埋数量和挂载方式。因此,设计变量可取为:

$$\mathbf{X} = [m_{ef}, k_{cs}, k_{en}, I_{S1}, I_{S2}, p_0] \quad (13)$$

2.3 约束条件

2.3.1 命中目标最小速度对导弹质量的约束

考虑到引战配合,对导弹接近目标时的速度也有一定的要求,因此要求导弹飞行至最大射程时,速度 V_3 应不小于导弹命中目标的最小速度 V_{\min} 。因此:

$$V_3 \geq V_{\min} \quad (14)$$

导弹在惯性段飞行过程中,轴向运动方程式为:

$$m_3 \frac{dv}{dt} = -\frac{1}{2} \rho \sigma^2 c_x \mathbf{S} \quad (15)$$

式中: m_3 为巡航段结束时刻导弹的质量。

把 c_x 与马赫数 Ma 乘积看成常数 σ_0 [6], 空气密度随高度变化规律为 $\rho = \rho_0 e^{-h/6800}$, 因此对式(15)进行积分,可得导弹飞行至最大射程时对应的速度为:

$$V_3 = V_2 - 6800 \frac{\rho_0 \sigma_0 c \mathbf{S}}{m_3 \sin\theta} (e^{-\frac{h_0}{6800}} - e^{-\frac{h_1}{6800}}) \quad (16)$$

式中: h_0 、 h_1 分别为惯性段开始和结束时导弹的高度; c 为惯性段的平均音速; ρ_0 为海平面空气密度。

2.3.2 过载对导弹质量的约束

导弹在飞行过程中的轴向过载为:

$$n_x = \frac{P - \mathbf{X} - mg \sin\theta}{mg} \quad (17)$$

考虑导弹电子设备的容许过载,一般导弹的轴向过载不能超过 50。由于空空导弹轴向最大过载发生在主动段末,因此可得:

$$\frac{I_{S2} m_{\text{sec}} - \frac{1}{2} \rho \sigma^2 c_x \mathbf{S} - m_3 g \sin\theta}{m_3 g} \leq 50 \quad (18)$$

2.3.3 发动机推力比对导弹质量的约束

为了提高射程需提高一二级发动机推力比,但是进一步提高推力比会造成二级压强降低,比冲下降 [14]。对于中远程空空导弹,发动机一二级推力比必须满足战技指标要求,在本文中:

$$2 \leq \frac{P_1}{P_2} \leq 3 \quad (19)$$

式中: $P_1 = I_{S1} m_{p1} / \tau_1$; $P_2 = I_{S2} m_{p2} / \tau_2$ 。

2.3.4 技术水平对导弹质量的约束

弹体相对质量系数和发动机结构系数受材料和技术水平等方面限制,因此不能太小,一般通常由统计数据获得。弹体相对质量系数统计值为 0.16~0.2, 发动机结构系数统计值为 0.6~0.7, 翼载统计值为 $p_0 \leq 275 \text{ kg/m}^2$ 。有效载荷可通过集成和优化等方式减小质量 [15-17]。

2.4 导弹参数优化方法

本文中非线性约束条件多,计算相对复杂,为了提高求解效率和精度,提出了一种改进了粒子群优化算法,具体优化步骤见图 1 [5]。

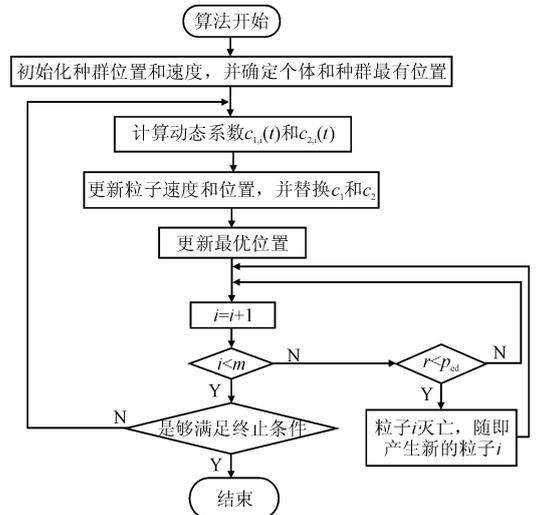


图 1 优化算法流程图

Fig. 1 The algorithm flow of PSO

3 内埋空空导弹质量优化算例

假设某内埋空空导弹初始速度方案为: $v_0 = 340$ m/s, $v_1 = 1\ 500$ m/s, $v_2 = 1\ 800$ m/s, $\tau_1 = 3.2$ s, $\tau_2 = 5.39$ s, $\theta = 20^\circ$ 、 $V_{\min} = 360$ m/s、射程为 70 km、 $m_{\text{sec}} = 5.94$ kg/s。导弹采用正常是气动布局,弹翼与尾翼为“×-×”布置。初始设计参数见表 1。

表 1 导弹初始设计参数

Tab. 1 Initial value of missile

参数	设计值
m_0 /kg	152.4
m_{ef} /kg	32.3
k_{cs}	0.19
k_{en}	0.68
$I_{S1}/((\text{N} \cdot \text{s}) \cdot \text{kg}^{-1})$	4 915
$I_{S2}/((\text{N} \cdot \text{s}) \cdot \text{kg}^{-1})$	1 719
$p_0/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-2})$	270

代入数据可得本文优化模型为:

$$\begin{aligned} \min m_0 &= f(m_{\text{ef}}, k_{\text{cs}}, k_{\text{en}}, I_{S1}, I_{S2}, p_0) \\ \text{s. t. } &\begin{cases} 28 \leq m_{\text{ef}} \leq 32.3 \\ 0.16 \leq k_{\text{cs}} \leq 0.2 \\ 0.6 \leq k_{\text{en}} \leq 0.7 \\ p_0 \leq 275 \\ V_3 \geq 360 \\ n_x \leq 35 \\ 1 \leq P_1/P_2 \leq 3 \end{cases} \end{aligned} \quad (20)$$

利用快速粒子群优化算法对内埋空空导弹的总质量进行优化。参数设置为:种群规模为 200,迭代次数为 200,搜索空间维数为 6。优化后的参数见表 2,优化结果见表 3。图 2、图 3 分别为设计变量取值范围和导弹质量适应度收敛曲线。

表 2 导弹最优设计参数

Tab. 2 Optimal value of missile

参数	最优值
m_0 /kg	102.89
m_{ef} /kg	28
k_{cs}	0.2
k_{en}	0.6
$I_{S1}/((\text{N} \cdot \text{s}) \cdot \text{kg}^{-1})$	5 500
$I_{S2}/((\text{N} \cdot \text{s}) \cdot \text{kg}^{-1})$	1 647.2
$p_0/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-2})$	275

结合图 3、表 2 和表 3 可以看出,优化后内埋空空导弹的发动机装药质量、弹体质量、发动机结构质量和有效载荷质量都有所减小,总质量从 152.4 kg 减小到 102.89 kg,减小了 32.5%,助推段比冲提高

到 5 500 N·s/kg,提高了 11.8%,可见优化效果明显,也因此证明了内埋空空导弹质量模型的正确性和优化方法的优越性。翼载从 270 kg/m² 增加到 275 kg/m²,因此优化后弹翼面积更小,所以应用该模型和方法对内埋空空导弹进行设计能有效减小导弹质量和弹翼面积,提高导弹作战性能和内埋数量。

表 3 优化结果对比

Tab. 3 Comparison of results between before optimization and optimized

参数	优化前	优化后	变化百分比
发动机装药质量/kg	54.5	34.08	-37.5%
弹体质量/kg	28.96	20.37	-29.7%
发动机结构质量/kg	37.06	20.45	-44.8%
有效载荷质量/kg	32.3	28	-13.3%

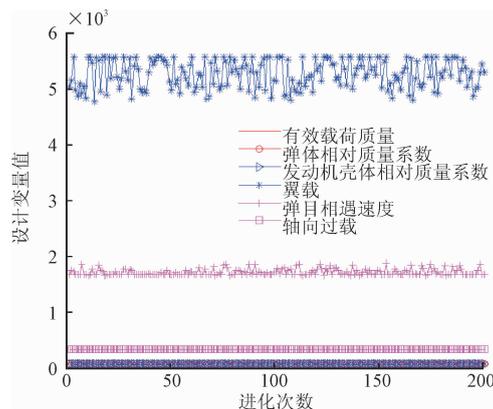


图 2 设计变量取值范围

Fig. 2 The range of design variables

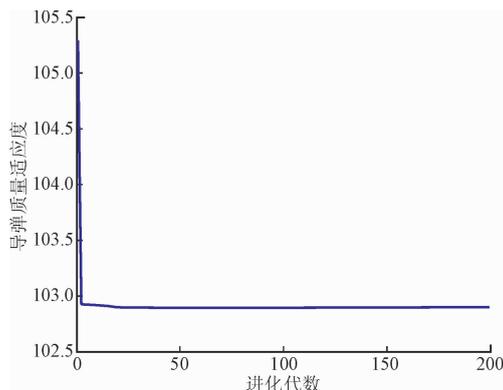


图 3 导弹质量进化曲线

Fig. 3 Mass of missile optimization procedure

将优化结果带入式(7)、式(11)和式(15)中进行积分,可得优化后的导弹助推段、巡航段和惯性段的速度曲线,与导弹初始速度方案曲线进行对比,如图 4 所示。图 5、图 6 分别为弹道和轴向过载对比图。从图 4、图 5 和图 6 可以看出,优化前后导弹速度曲线和弹道曲线基本相同,轴向过载有所减小,从而减小了对弹体结构和弹内仪器的设计压力。通过图 7

可得,优化后的战斗部质量和制导系统的质量有所减小,导致导弹毁伤概率减小,但是由图 8 可知,当战斗部质量减小,可通过提高制导系统的准确度(减小标准差)来提高导弹的毁伤概率。仿真结果也进一步证明了导弹质量模型和优化模型的正确性,以及优化结果的可信性。

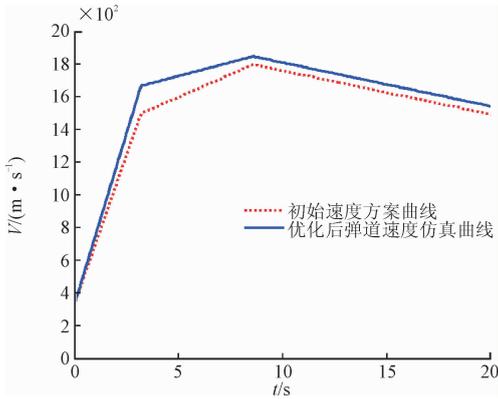


图 4 优化前后速度曲线对比图

Fig. 4 Comparison of velocity between before optimization and optimized

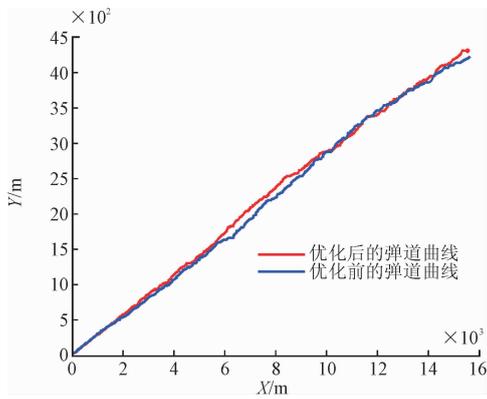


图 5 优化前后弹道曲线对比图

Fig. 5 Comparison of trajectory between before optimization and optimized

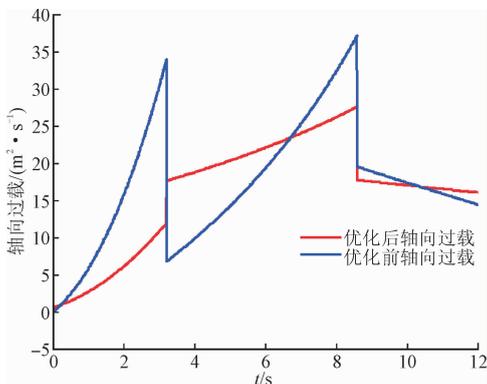


图 6 优化前后轴向过载曲线对比图

Fig. 6 Comparison of over loading between before optimization and optimized

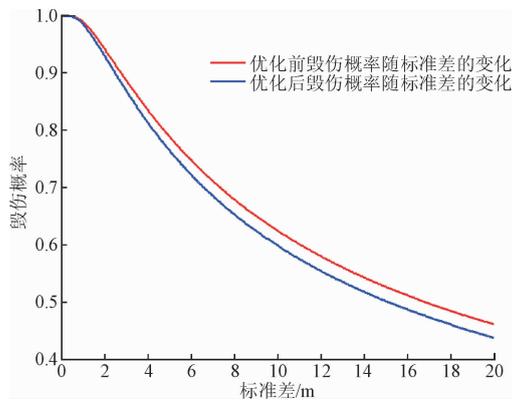


图 7 优化前后毁伤概率对比图

Fig. 7 Comparison of kill probability between before optimization and optimized

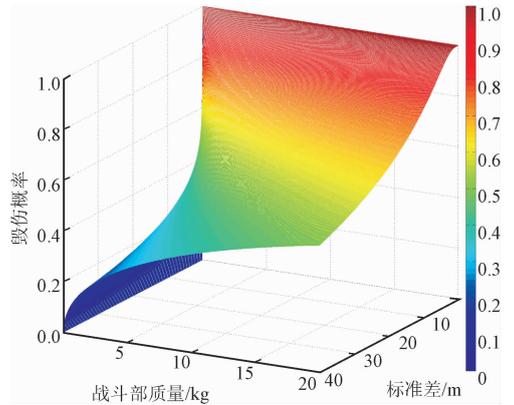


图 8 有效载荷对毁伤概率的影响

Fig. 8 The influence of payload on damage probability

4 结论

本文在建立高密度内埋空空导弹质量模型的基础上,利用粒子群优化算法对高密度内埋空空导弹总体质量进行优化设计,优化后的导弹质量减小了 32.5%,而且各组成部分质量均减小。通过对比导弹优化前后的速度曲线,得出以下结论:

- 1) 在导弹气动外形变化的情况下,通过减小导弹有效载荷、弹体质量、发动机壳体质量以及发动机装药质量,不仅可以减小导弹的总体质量,还可以保证导弹的速度特性不变。
- 2) 对于小型高密度内埋空空导弹而言,提高发动机一二级比冲能显著提高导弹射程。
- 3) 当战斗部质量减小导致对目标的杀伤概率减小时,可通过提高导弹命中精度来提高导弹的毁伤概率。

本文只对高密度内埋空空导弹载荷质量、发动机壳体质量、弹体质量以及发动机装药质量进行了优化,导弹气动布局、弹径以及导引头等因素的影响还有待进一步研究。

参考文献(References):

- [1] WONG KELVIN, BRAHMOS. Aerospace Details Mini Missile Development [J]. Jane's International Defense Review, 2014, 47(5): 1-4.
- [2] 陈阳阳, 陈卫东, 吴限德. 面向起飞质量的小型飞航导弹参数优化方法 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2014, 35(3): 325-330.
CHENG Y Y, CHEN W D, WU X D. A Parameter Optimization Method of Small Winged Missile Rienting to Take-off Mass [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2014, 35(3): 325-330. (in Chinese)
- [3] 梅跃进, 于剑桥, 周亮, 等. 基于微分进化算法的导弹起飞质量优化设计 [J]. 北京理工大学学报, 2011, 31(11): 1270-1272.
MEI Y J, YU J Q, ZHOU L, et al. Optimization Design Missile Take-off Mass Based on Differential Evolution Algorithm [J]. Transaction of Beijing Institute of Technology, 2011, 31(11): 1270-1272. (in Chinese)
- [4] YU Kuahai, YANG Xi, MO Zhao. Profile Design and Multifidelity Optimization of Solid Rocket Motor Nozzle [J]. Journal of Fluids Engineering, 2014, 136(3): 1-6.
- [5] KAMOSI M, HASHEMI A B, MEYBODI M R. A New Particle Swarm Optimization Algorithm for Dynamic Environments [J]. Lecture Notes in Computer Science, 2010, 6466: 129-138.
- [6] 过崇伟, 郑时镜, 郭振华. 有翼导弹系统分析与设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2002.
GUO C W, ZHEGN S J, GUO Z H. Analysis and Design of Winged Missile System [M]. Beijing: Publication of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [7] 骆骁. 战术导弹起飞质量设计建模与优化设计研究 [D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
LUO X. Research on Modeling Design and Optimization Method of Takeoff Mass of Tactical Missile [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [8] FENG H C, LUO M Q, LIU H. A Web-Based Software Framework for Aircraft Design Modeling, Analysis and Multidisciplinary Optimization [J]. Procedia Environment Sciences, 2011, 11: 291-296.
- [9] FAKHRE A, KONSTANTIONS T, IOANNIS G, et al. Design Space Exploration and Optimization of Conceptual Rotorcraft Powerplants [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137(12): 1-13.
- [10] KWANG-KI L, KWON-HEE LEE, EUN-TAEK WOO. Optimization Process for Concept Design of Tactical Missile by Using Pareto Front and TOPSIS [J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2014, 15(7): 1371-1376.
- [11] 谷良贤, 温炳恒. 导弹总体设计原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2004.
GU L X, WEN B H. Principle of Missile General Design [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004. (in Chinese)
- [12] 刘万俊, 魏贤智, 张艺瀚, 等. 导弹飞行力学 [M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2014.
LIU W J, WEI X Z, ZHANG Y H, et al. Missile Flight Aerodynamics [M]. Xi'an: Xidian University Press, 2014. (in Chinese)
- [13] ROBBINS J. The Design of an Anti-ballistic Missile Track Radar [D]. Huntsville: University of Alabama, 2010.
- [14] 樊会涛. 空空导弹设计原理 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
FAN H T. Air-to-Air Missile Conceptual Design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [15] ANONYMOUS. Raytheon to Design Technology Demonstrator for Air and Missile Defense Radar [J]. Defense & Aerospace Week, 2010(1): 1386.
- [16] HOWY J. Warhead [J]. EMBO Reports, 2011, 12(2): 91.
- [17] COLLINA T Z. Future of '3+2' Warhead Plan in Doubt [J]. Arms Control Today, 2014, 44(4): 34-35.

(编辑: 徐敏)