

末敏弹减速减旋段表面温度与辐射特性

张俊,刘荣忠,郭锐,邱荷

(南京理工大学机械工程学院 智能弹药国防重点学科实验室,江苏 南京 210094)

摘要: 为了掌握末敏弹从母弹舱内抛出后表面的动态红外辐射特性,根据其结构特征、结合减速减旋段的动力学模型,建立了末敏弹在气动加热、内部热源及与环境热交换的综合作用下,表面温度场与辐射特性的物理模型。耦合求解弹道模型与热平衡方程组,得到了动态温度场与辐射亮度的分布规律,最后计算并分析了不同初始条件、不同光谱波段内的辐射强度随飞行时间的变化规律。研究结果可以为红外探测识别末敏弹提供参考。

关键词: 红外辐射; 末敏弹; 温度场; 气动加热

中图分类号: TN215 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)02-0311-06

Surface temperature and radiation characteristics of terminal-sensitive projectile at deceleration and despinning stage

Zhang Jun, Liu Rongzhong, Guo Rui, Qiu He

(Ministerial Key Laboratory of ZNDY, School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: For mastering the dynamic infrared radiation characteristics on the surface of terminal-sensitive projectile when it was projected from cabin of the carrier shell, according to the structure characteristics, combining with the dynamic model of the deceleration and despinning stage, the physical model of temperature field and radiation characteristics were established under the comprehensive effect of aerodynamic heating, internal heat source and the heat exchange with environment. Based on the coupled solution of thermal balance equations and trajectory model, the distribution law of surface temperature field and radiance were obtained. Finally, the infrared radiation intensity of different spectral bands varying with flying time were calculated and analyzed in different initial conditions. The results provide valuable reference for the infrared detection and recognition of terminal-sensitive projectile.

Key words: infrared radiation; terminal-sensitive projectile; temperature field; aerodynamic heating

收稿日期:2012-06-08; 修订日期:2012-07-10

基金项目:国家自然科学基金(11102088);江苏省研究生培养创新计划(CXZZ12-0218)

作者简介:张俊(1983-),男,博士生,主要从事末敏弹红外辐射特性方面的研究。Email:15250980370@139.com

导师简介:刘荣忠(1955-),男,教授,博士生导师,博士,主要从事末敏弹总体技术方面的研究。Email:Liurongz116@163.com

0 引言

末敏弹是一种以母弹作为运载体的子母弹种,在抛射药产生的气体压力下从母弹中抛出后,以较高的速度飞行,气动热现象显著,此外,弹体腔内热源对其表面温度场也有较大影响,再加上与环境的热量交换,形成了末敏弹表面复杂的耦合换热温度场,而掌握该温度场是研究其红外辐射特性的首要问题,这对于末敏弹的弹道测试、隐身技术以及红外告警仿真试验等具有重要的应用价值。

目前,关于空中动目标温度场与红外辐射特性的研究中,多采用在假定飞行条件下,数值求解 $N-S$ 方程或工程估算其瞬态温度解,或者直接将恢复温度作为表面温度。郭锐^[1]运用工程算法分析了导弹末敏子弹的瞬态温度分布;夏新林、刘娟等^[2-3]分析了飞机在一定飞行状态下的瞬态温度与红外辐射特性;单勇^[4]在给定的飞行状态下,计算了亚声速与超声速导弹蒙皮辐射源在不同方位角、不同波段内的红外辐射强度场。对于结合目标的几何特征、较为完整弹道模型下的动态温度与辐射特性研究较少。刘涛^[5]结合弹道中段目标的几何模型与运动模型,数值计算其动态红外辐射特性,但这类目标不需要考虑气动加热;袁轶慧^[6]结合质点弹道模型,研究了飞行弹丸的表面温度场与辐射特性,但这种方法不能得到表面不同部位的温度和红外辐射分布规律。

文中根据末敏弹的结构特征,结合其减速减旋弹道模型,基于热网络法^[7]建立了温度场与红外辐射特性的物理模型。运用 MATLAB 耦合求解弹道模型与热平衡方程组,得到了弹道诸元、表面动态温度场与红外辐射亮度的分布规律,最后分析了不同出舱速度下、 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 与 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段内的辐射强度随飞行时间的变化规律。

1 末敏弹的几何构造与工作原理

末敏弹主要由弹体、减速/减旋装置、稳态扫描装置、中央控制器、复合探测系统、热电池以及 EFP 战斗部组成。从母弹舱内抛出后,具有较高的速度和转速,减速减旋装置在稳定末敏弹运动的同时,将其速度和转速按规定时间或距离降至有利于主旋转伞可靠张开并进入稳态扫描的数值,主旋转伞使其以稳定的落速和转速下落,并保证弹体纵轴与铅垂方向形成一定角度对地面进行稳态扫描,当复合探测

系统搜索、识别到预定目标后,起爆 EFP 战斗部并毁伤目标。图 1 为末敏弹的结构简图。

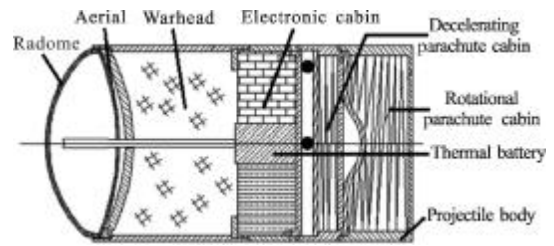


图 1 末敏弹的结构简图

Fig.1 Structure sketch of terminal-sensitive projectile

2 末敏弹减速减旋段动力学模型

末敏弹出舱后按运动规律可分为减速减旋段和稳态扫描段,减速减旋段为从母弹舱内抛出到张开主旋转伞,稳态扫描段为张开主旋转伞到起爆 EFP 战斗部。在主旋转伞作用下末敏弹的落速较低,气动加热不明显,因此,选择减速减旋弹道为研究对象,分析作用于减速伞-弹系统上的力(弹体阻力 R_d 、减速伞阻力 R_s 、重力 G)和力矩(旋转阻尼力矩 M_c),如图 2 所示。

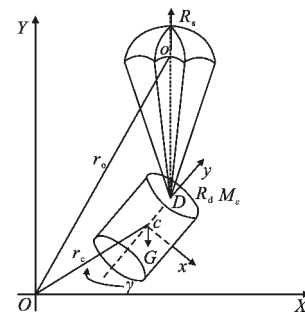


图 2 末敏弹伞弹系统载荷描述

Fig.2 Load description of parachute-bomb

根据牛顿第二定律和动量矩定理,建立末敏弹减速减旋段的动力学方程组,在基准坐标系下,写成标量形式

$$\begin{cases} m \frac{dv_x}{dt} = R_{dx} + R_{sx} \\ m \frac{dv_y}{dt} = R_{dy} + R_{sy} + G \\ m \frac{dv_z}{dt} = R_{dz} + R_{sz} \\ \frac{dx}{dt} = v_x \\ \frac{dy}{dt} = v_y \\ \frac{dz}{dt} = v_z \\ I_c \frac{d\dot{r}}{dt} = M_c \end{cases} \quad (1)$$

3 末敏弹表面温度场物理模型

假设末敏弹表面材料各向同性,且具有发射率不变的灰体漫射特性,将其表面划分为若干相对等温且面积相同的单元,以各单元的中心作为计算节点,对节点所在的热传递网络根据热力学第一定律建立热平衡方程:

$$\rho c \delta \frac{dT_i}{dt} + \varepsilon \sigma (T_i^4 - T_\infty^4) = \frac{k s_{i+1,i} (T_{i+1} - T_i)}{\Delta s d_{i+1,i}} + \frac{k s_{i,i-1} (T_{i-1} - T_i)}{\Delta s d_{i,i-1}} + q_1 + q_2 + q_3 \quad (2)$$

式中: ρ 、 c 、 ε 、 k 分别为表面材料的密度、比热容、发射率和热导率; Δs 为面元面积; δ 为弹体壁厚; σ 为玻耳兹曼常数; $s_{i+1,i}$ 、 $s_{i,i-1}$ 、 $d_{i+1,i}$ 、 $d_{i,i-1}$ 分别为该面元与两相邻面元之间的接触面积和距离; T 为节点的温度; T_∞ 为来流气温; q_1 为气动热流密度; q_2 为内热源传向表面的热流密度; q_3 为环境辐射热流密度。

3.1 气动热流密度

气动加热是指目标高速飞行而产生的对流换热,末敏弹处于旋转运动状态,实际上一定与其旋转角速度有关,为简化计算,不考虑旋转产生的影响。在求解速度引起的热流密度时,通常取部分弹道时刻点上的数据,数值求解 **N-S** 方程获得其瞬态解,用前一时刻的计算结果作为下一时刻的初值迭代计算^[8],显然,这种处理方法不仅计算量大,而且也存在一定误差,采用精度较高的经验公式便于与运动模型进行耦合求解,同时又可满足工程预测的精度需求。

Fay-Riddle 将高温气体边界层偏微分方程化为常微分方程,并在一定范围内对驻点边界层方程进行数值计算,得到驻点热流密度公式:

$$q_s = 0.763 Pr^{-2/3} \left(\frac{\rho_w \mu_w}{\rho_e \mu_e} \right)^{0.1} \left[\rho_s \mu_s \left(\frac{du_e}{dx} \right)_s \right]^{1/2} (h_s - h_w) \quad (3)$$

式中:驻点绝热壁温与压力分别按照绝热等熵流动和瑞利方程计算,滞止焓 $h_s = h_\infty + u_\infty^2/2$; 壁面焓 $h_w = c_{p,w} T_w$; $c_{p,w}$ 为 T_w 下的空气定压比热; μ 为粘性系数,采用 Southerland 公式计算。“s”表示驻点参数;“w”表示壁面参数;“ ∞ ”表示来流参数,按照标准海平面大气公式计算;“e”表示边界层外缘参数,密度利用等熵流动公式计算,焓及速度分别利用状态方程与能量方程确定。

驻点速度梯度用修正的牛顿公式计算:

$$\left(\frac{du_e}{dx} \right) = \frac{1}{R_D} \sqrt{\frac{2(\rho_s - \rho_\infty)}{\rho_s}} \quad (4)$$

式中: R_D 为弹头驻点处的曲率半径。

弹体圆柱部表面的气动热流密度按照高速气流纵掠平板的实验关联式计算^[9],利用 Blasius 表面摩擦公式与 Reynolds 比拟关系,得到气动对流换热公式:

$$St^* = \begin{cases} 0.332 (Re_{i,x}^*)^{-1/2} (Pr^*)^{-2/3}, & Re_{i,x}^* < 5 \times 10^5 \\ 0.0296 (Re_{i,x}^*)^{-1/5} (Pr^*)^{-2/3}, & 5 \times 10^5 \leq Re_{i,x}^* < 5 \times 10^7 \\ 0.185 (\lg Re_{i,x}^*)^{-2.584} (Pr^*)^{-2/3}, & Re_{i,x}^* \geq 10^7 \end{cases} \quad (5)$$

利用 Eckert 参考焓考虑气流压缩效应的影 响,参考焓 $h^* = 0.28h_e + 0.5h_w + 0.22h_r$, $h_r = h_e + 5 \times 10^{-4} r v_e^2$, r 为温度恢复系数,表示受阻气流的实际动力温升,层流时 $r = 0.84$,湍流时 $r = 0.89$,恢复温度 $T_r = T_e (1 + 0.2r Ma_e^2)$; $Re_{i,x}^*$ 、 Pr^* 分别为局部雷诺数与普朗特数;* 号表示参考焓下的量。

末敏弹圆柱部表面气动加热热流密度为:

$$q_1 = St^* \rho_e u_e (h_r - h_w) \quad (6)$$

3.2 内热源的热传导热流密度

末敏弹腔内中控制器与复合探测器工作所需能量是由热电池提供的,热电池工作所释放的热量较多,实际上需要通过实验确定其热流密度,并在给定腔内初始条件与壁面边界条件后,通过热传导偏微分方程才能建立热流的内外耦合关系。在内热源未知的情况下,采用一种常用的处理方法,近似认为内热源产生的热量使腔内保持恒温 T_c ,则弹体内壁将以热传导的形式向外壁传递热量,根据傅里叶定律得到其热传导热流密度:

$$q_2 = k (T_c - T_i) / \delta \quad (7)$$

3.3 环境辐射热流密度

环境热辐射与纬度、海拔、季节、时间等密切相关,并且涉及到辐射在大气与目标表面的反射、散射、透射等复杂的物理过程。近似认为太阳光线为辐射强度均匀的平行光,地球为一辐射均匀的漫反射体,反射光谱与太阳辐射光谱一致,则可见太阳时的环境辐射,包括:太阳直接辐射、地球反射的太阳辐射及其地球辐射综合作用下的辐射热流密度:

$$q_3 = \alpha (\eta E_0 F_{s1} + \eta \beta E_0 F_{s2} + E_1 F_{s3}) \quad (8)$$

式中: α 为弹体表面的吸收率; η 为大气透过率; β 为地球的平均反射率; E_0 为太阳辐射常数; E_1 为地球

表面的红外辐照度; F_{s1} 、 F_{s2} 、 F_{s3} 分别为该面元对太阳的辐射角系数、地球反射太阳辐射的角系数以及地球的辐射角系数^[10]。

4 末敏弹红外辐射物理模型

获得表面温度后, 利用普朗特定律可以求出任一面元在不同飞行时刻下的光谱辐射出射度:

$$M(\lambda, T) = \frac{\varepsilon c_1 \lambda^{-5}}{\exp(c_2/\lambda T) - 1} \quad (9)$$

在实际应用中, 需要考虑其辐射能在红外探测器敏感光谱范围内的积分过程, 任一面元、任意波段在该时刻下的红外辐射亮度:

$$E(\lambda, T) = \frac{\varepsilon}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1 \lambda^{-5}}{\exp(c_2/\lambda T) - 1} d\lambda \quad (10)$$

将探测点可接收到的所有面元的辐射强度求和, 得到该时刻下末敏弹表面的辐射强度:

$$I(\lambda, T) = \tau(\lambda) \sum E_n \Delta \cos \theta \quad (11)$$

式中: c_1 、 c_2 为第一、第二辐射常数; T 为该面元在不同时刻下的温度列阵; λ_1 、 λ_2 为红外探测器的上下截止波段; θ 为探测点视线方向与面元法向之间的夹角; $\tau(\lambda)$ 为大气透过率。

5 算例与结果分析

已知条件: 弹长 225 mm; 弹径 147 mm; 弹重 13.5 kg; 壁厚 4 mm; 质心位置距弹底 103 mm; 极转动惯量 $0.046 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$; 减速伞平均阻力特征量 0.08 m^2 ; 抛射高度 2 000 m; 出舱速度 750 m/s; 转速 100 r/s; 表面热导率 $36.1 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$, 密度 $7 830 \text{ kg}/\text{m}^3$, 比热容 $460 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, 吸收率与辐射率 0.85; 太阳天顶角 30° ; 太阳辐射常数 $1 353 \text{ W}/\text{m}^2$; 地球表面红外辐照度 $220 \text{ W}/\text{m}^2$; 地球平均反射率 0.35; 内热源引起的腔内恒温 320 K, 弹体表面初始温度 300 K; 计算时间 15 s。

5.1 温度场计算与分析

耦合求解弹道模型与热平衡方程组, 得出弹道诸元及各节点的温度随飞行时间的变化规律。图 3 为末敏弹的速度、高度随飞行时间的变化曲线, 图 4 为绝热壁温、恢复温度以及气流温度随飞行时间的变化曲线。

结果表明: 子弹抛射出来后, 在气动力与重力的作用下自由下落, 速度与高度迅速降低; 随着减速伞

张开, 飞行高度基本呈线性衰减趋势, 速度减小幅度逐渐放缓, 最后基本稳定在利于主旋转伞可靠张开的速度条件; 绝热壁温与恢复温度的变化规律都与其飞行速度变化趋势基本一致, 来流气温随飞行高度的减小而逐渐增加。

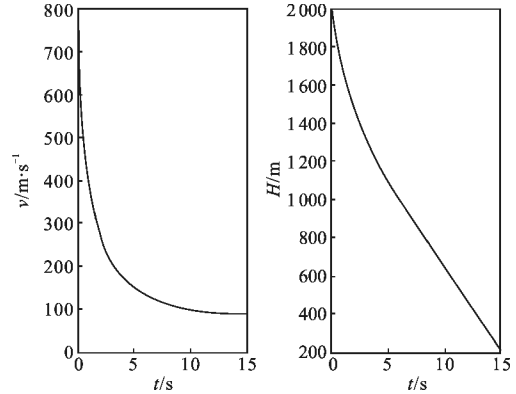


图 3 速度、高度随飞行时间的变化

Fig.3 Velocity, height vs flying time

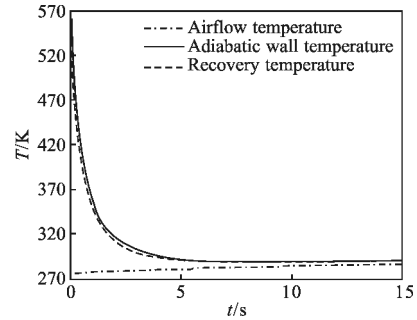


图 4 来流气温、绝热壁温、恢复温度的变化曲线

Fig.4 Variation curves of airflow temperature, adiabatic wall temperature and recovery temperature

图 5 为末敏弹表面温度随飞行时间的分布规律。

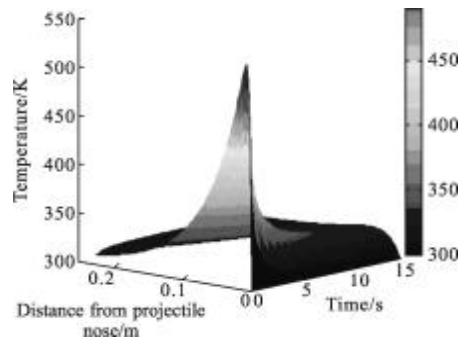


图 5 表面温度场分布

Fig.5 Distribution of surface temperature field

图 6 为不同初速度下末敏弹表面的平均温度随

飞行时间的变化曲线。

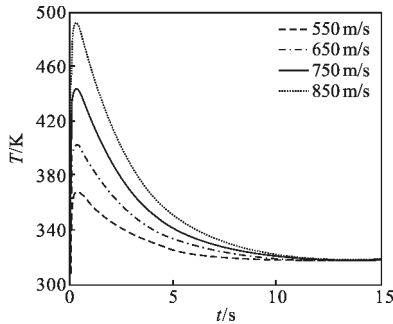


图 6 不同初速度下平均温度随飞行时间的变化

Fig.6 Average temperature vs flying time with different initial velocities time

结果表明:末敏弹出舱后,表面温度迅速升高,距弹头越近,温度升高速率越快,这是由于距弹头部越近,局部传热系数越大,气动对流换热越强烈;随着落速降低,气动对流换热减弱,而且辐射散热量与其温度的四次方成正比,同时,当弹体表面温度高于内热源的温度时,将以热传导的方式向弹体腔内传递热量,所以弹体表面温度迅速下降;表面温度随着出舱速度增加而迅速增加,基本同时达到峰值温度,最后基本稳定于腔内恒温上而达到内外热平衡,但出舱速度越高,达到热平衡的时间越长。

5.2 红外辐射特性计算与分析

对于空中低马赫数飞行目标而言,表面温度基本在 300~600 K 之间,图 7 为该温度区间下黑体的光谱辐射出射度随波长的变化规律。

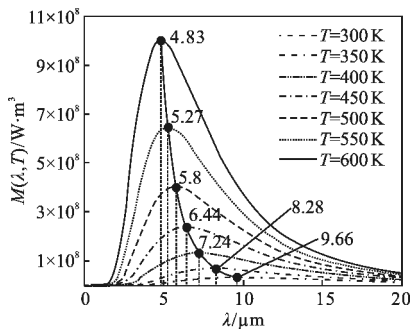


图 7 不同温度下黑体的光谱辐射出射度随波长的变化
Fig.7 Spectral emissivity of blackbody vs wavelength with different temperatures

结果表明:随温度升高,辐射热量迅速增加,峰值波长向短波方向移动,满足恩维位移定律;3~15 μm 波段内的辐射亮度占全波段的 80%以上,而 3~5 μm

与 8~14 μm 是热辐射衰减较少的大气窗口,所以探测器的工作波段常选在这两个波段上;对出舱速度 750 m/s 的末敏弹而言,出舱 3 s 后表面平均温度就降低到 400 K 以下,属于红外弱小目标,若对其进行跟踪探测,应选择长波探测系统。

图 8 为 8~14 μm 波段弹体表面一条母线上各节点的红外辐射亮度随飞行时间的分布,该结果是在得到弹体表面温度场后,在 8~14 μm 波段积分所得的结果,表示了弹体表面温度不均匀性和红外辐射特性之间关系。

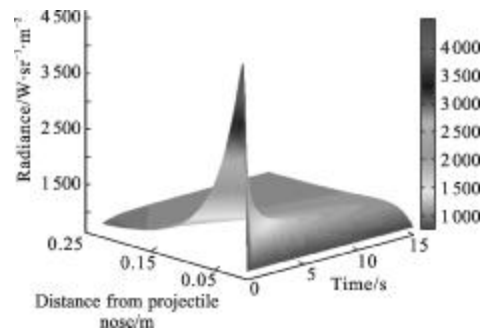


图 8 表面红外辐射亮度分布

Fig.8 Distribution of surface infrared radiance

在实际应用中,需要的是探测点所接收到的红外辐射强度,这与大气的消光效应、探测方位以及探测距离等诸多因素有关,文中仅研究弹体表面的零视距红外辐射强度,图 9 为不同初始速度的平均温度下、不同波段内可见弹体一半面积时的辐射强度随飞行时间的变化,这一结果等同于将末敏弹作为点目标,视线方向与目标法向始终呈 60°、不考虑大气衰减时的计算结果。

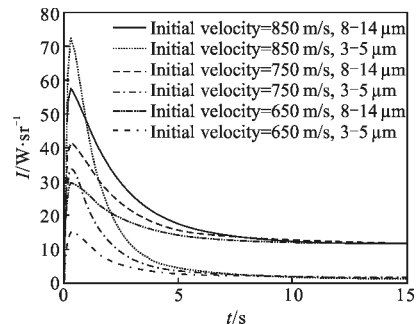


图 9 3~5 μm、8~14 μm 波段辐射强度随时间的变化

Fig.9 Radiant intensity vs time in 3-5 μm, 8-14 μm

结果表明:在末敏弹出舱后的短时间内,辐射特征明显,探测系统的最大可探测距离较远,捕获目标

的机率较大;随出舱速度增加,辐射强度在 3~5 μm 波段内的比例逐渐增加,在初始速度达到 850 m/s 时的辐射峰值超过了 8~14 μm 波段下的辐射峰值;随着减速伞张开,辐射强度明显较弱,主要集中在 8~14 μm 波段内,此时探测识别末敏弹的难度较大,这就对红外探测系统的要求很高,稍有偏颇,就会失去跟踪捕获目标的最佳机会。

6 结 论

文中改变了以往设定飞行条件研究目标瞬态温度或辐射特性的方法,根据末敏弹的结构特征,结合其减速减旋动力学模型,耦合求解并分析了弹道诸元、动态温度场以及红外辐射特性的变化规律,方法与结果对于红外跟踪捕获空中飞行目标的相关研究具有一定参考价值。

参考文献:

- [1] Guo Rui, Liu Rongzhong. Aerodynamic heating simulation of terminal-sensitive submunitions in missile based on MATLAB [J]. *Journal of System Simulation*, 2006, 18(12): 3570-3572. (in Chinese)
郭锐, 刘荣忠. 基于 MATLAB 的导弹末敏弹气动加热仿真 [J]. *系统仿真学报*, 2006, 18(12): 3570-3572.
- [2] Xia Xinlin, Ai Qing, Ren Depeng. Analysis on the transient temperature-fields for infrared radiation of aircraft skin [J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2007, 26 (3): 174-177. (in Chinese)
夏新林, 艾青, 任德鹏. 飞机蒙皮红外辐射的瞬态温度场分析 [J]. *红外与毫米波学报*, 2007, 26(3): 174-177.
- [3] Liu Juan, Gong Guanghong, Han Liang, et al. Modeling and simulation of airplane infrared characteristic [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(7): 1209-1213. (in Chinese)
刘娟, 龚光红, 韩亮, 等. 飞机红外辐射特性建模与仿真 [J]. *红外与激光工程*, 2011, 40(7): 1209-1213.
- [4] Shan Yong, Zhang Jingzhou, Guo Rongwei. Numerical computation and analysis of the infrared radiation characteristic of missile scarf skin [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(2): 251-255. (in Chinese)
单勇, 张靖周, 郭荣伟. 导弹蒙皮红外辐射特性的数值计算与分析 [J]. *航空动力学报*, 2008, 23(2): 251-255.
- [5] Liu Tao, Jiang Weidong, Li Xiang, et al. Simulation calculation of dynamic infrared radiation characteristics of the target in ballistic midcourse [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37(6): 955-958. (in Chinese)
刘涛, 姜卫东, 黎湘, 等. 弹道中段目标动态红外辐射特性仿真计算 [J]. *红外与激光工程*, 2008, 37(6): 955-958.
- [6] Yuan Yihui, Zhang Junju, Chen Zuolong, et al. Simulation study on temperature and infrared radiation characteristics of flying projectile [J]. *Acta Amamentarii*, 2010, 31(8): 1090-1094. (in Chinese)
袁轶慧, 张俊举, 陈佐龙, 等. 飞行弹丸表面温度分布与红外辐射特性的仿真研究 [J]. *兵工学报*, 2010, 31(8): 1090-1094.
- [7] Yang Wei, Zhang Jianqi, Liu Jinsong. Theoretical calculations of infrared radiation of the projectile in flight [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2005, 34(1): 42-45. (in Chinese)
杨威, 张建奇, 刘劲松. 飞行弹丸红外辐射特性的理论计算 [J]. *红外与激光工程*, 2005, 34(1): 42-45.
- [8] Lou Wenzhong, Qi Bin. Numerical simulation method for thermal characteristic of air boundary layer of rocket fuse [J]. *Acta Armamentarii*, 2007, 28(4): 406-410. (in Chinese)
娄文忠, 齐斌. 火箭弹弹头引信空气附面层热特性数值仿真研究 [J]. *兵工学报*, 2007, 28(4): 406-410.
- [9] Shen Xialing. Calculating method of aerodynamic heating for space shuttles [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1998, 24(2): 189-192. (in Chinese)
沈遐龄. 航天飞机气动加热计算 [J]. *北京航空航天大学学报*, 1998, 24(2): 189-192.
- [10] Shen Wentao, Zhu Dingqiang, Cai Guobiao. Calculation of temperature field and infrared radiation characteristics of midcourse ballistic target [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(9): 2210-2216. (in Chinese)
申文涛, 朱定强, 蔡国飙. 中段弹道目标的温度场与红外辐射特性计算 [J]. *宇航学报*, 2010, 31(9): 2210-2216.